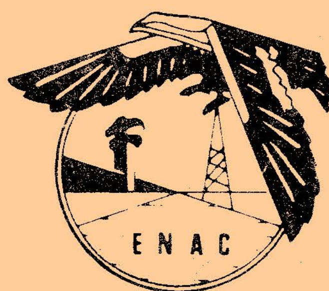
Secrétariat Général à l'Aviation Civile

ECOLE NATIONALE DE L'AVIATION CIVILE

MOTEURS

La propulsion par réaction

par
D. MARECHAL



2e Edition

SEPTEMBRE 1970

MOTEURS

La propulsion par réaction

par
D. MARECHAL

Ce cours a été professé
aux promotions suivantes :
I.N.A. - P.L. - P.P.

2[e] Edition

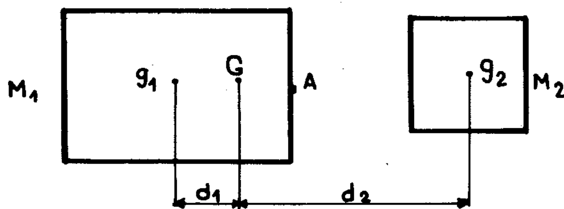
SEPTEMBRE 1970

TABLE DES MATIERES

CHAPITRE I

G E N E R A L I T E S

1 - CREATION DE LA FORCE DE REACTION.



Supposons un ensemble de 2 masses M_1 et M_2, de gravité g_1 et g_2, le centre de gravité de l'ensemble étant G, tel que :

$$d_1 \, M_1 = -d_2 \, M_2$$

Si nous développons en A de la masse M_1 une certaine énergie, sous forme d'explosion par exemple, cette énergie communique à M_2 une accélération γ_2 et la force nécessaire pour vaincre l'inertie de M_2 est :

$$F_2 = M_2 \, \gamma_2$$

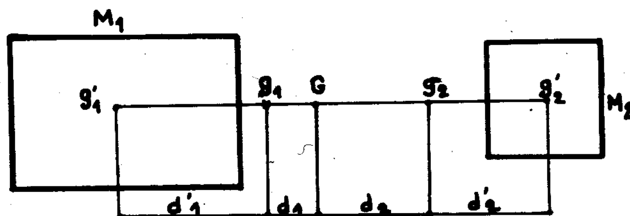
C'est l'action sur M_2 de l'énergie développée en A.

Suivant le principe de l'action et de la réaction, il s'exerce sur M_1 une force F_1 égale et opposée à F_2, communiquant à M_1 une accélération γ_1 telle que :

$$M_1 \cdot \gamma_1 = -M_2 \, \gamma_2$$

C'est la réaction de M_2 sur M_1. M_2 s'appelle la masse de réaction.

PROPRIETE FONDAMENTALE.



Si on considère une certaine énergie libérée pendant un temps t, les distances parcourues au bout de ce temps par les Centres de gravité g, seront :

$$d'_1 = \frac{1}{2} \gamma_1 t^2$$

$$d'_2 = \frac{1}{2} \gamma_2 t^2$$

et les moments par rapport à G seront augmentés de :

$$M_1 d'_1 = \frac{1}{2} \gamma_1 M_1 t^2$$

$$M_2 d'_2 = \frac{1}{2} \gamma_2 M_2 t^2$$

(multiplie par M)

et le moment de l'ensemble par rapport à G sera :

$$M_1 d_1 + M_1 d'_1 - M_2 d_2 - M_2 d'_2 = 0$$

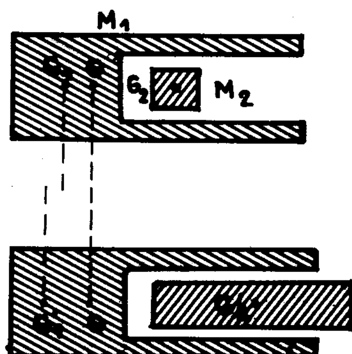
ou

$$M_1 d_1 + \frac{1}{2} M_1 \gamma_1 t^2 - M_2 d_2 - \frac{1}{2} M_2 \gamma_2 t^2 = 0$$

Or, par définition $|M_1 d_1| = |M_2 d_2|$ puisque G est le C de G de l'ensemble $M_1 \gamma_1 = -M_2 \gamma_2$ (action et réaction).

La position du C de G de l'ensemble n'a pas varié.

Donc, le C de G d'un ensemble de corps soumis seulement à des forces intérieures tend à conserver son état de repos ou de mouvement.



Supposons la masse M_1 réalisée comme sur le schéma ci-contre, et la masse M_2 constituée par un corps à haut coefficient de dilatation. Fournissons à M_2 une certaine quantité de chaleur ; son C de G passe alors en G'_2 et la masse M_2 se trouve accélérée vers l'orifice de sortie ; par son inertie elle tend à produire l'avancement de G_1 en G'_1 de telle façon que le C de G général soit conservé.

La force qui a ainsi pris naissance à l'intérieur de l'ensemble M_1 M_2 du fait de la réaction de M_2 sur M_1, s'appelle la poussée et l'ensemble M_1 M_2 s'appelle réacteur.

Il suffira, pour que le mouvement de M_1 continue, d'apporter de nouvelles quantités de chaleur à M_2.

2 - CYCLE THERMODYNAMIQUE DU MOTEUR A REACTION.

Nous devons au préalable définir une nouvelle notion, celle de l'entropie.

Supposons un système décrivant un cycle quelconque au cours duquel il est mis en contact avec un certain nombre de sources aux températures T_1 T_2....... T_n , les quantités de chaleur fournies par ces sources étant Q_1 Q_2...... Q_n.

Pour une transformation reversible, on a :

$$\frac{Q_1}{T_1} = \frac{Q_2}{T_2} = \dots\dots \frac{Q_n}{T_n}$$

Si on a que 2 sources :

$$\frac{Q_1}{T_1} = \frac{Q_2}{T_2}$$

Q_2 étant rendu à la source froide ; la chaleur échangée entre cette source et le système est donc $-Q_2$ et par suite :

$$\frac{Q_1}{T_1} + \frac{Q_2}{T_2} = 0$$

ou

$$\Sigma \frac{Q}{T} = 0$$

Si les corps qui fournissent la chaleur ne peuvent être assimilés à des sources à température constante, on décompose le cycle en portions infiniment petites et on considère le système comme mis successivement en relation avec une infinité de sources dont les températures varient d'une façon continue ; le système emprunte une certaine quantité de chaleur dq à la source de température T et, pour un cycle réversible :

$$\int_1^2 \frac{dq}{T} = 0$$

T étant la température de la source et celle du système en contact.

TRANSFORMATION REVERSIBLE NON FERMEE · ENTROPIE.

Supposons maintenant que le système aboutisse à un état final différent de l'état initial et étudions ce que devient $\int \frac{dq}{T}$

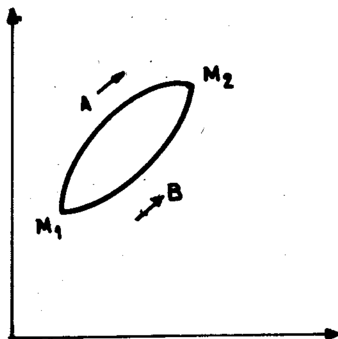


Figure n°1

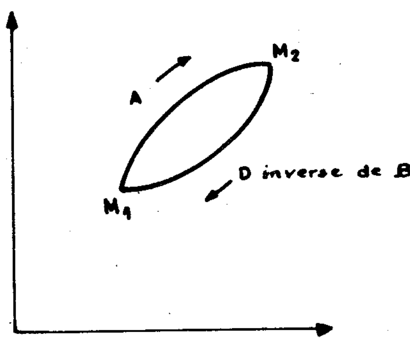


Figure n°2

Supposons la transformation reversible permettant de passer de M_1 à M_2 (fig. 1) par la transformation A. Admettons qu'il existe une 2ème transformation reversible B permettant de passer de M_1 à M_2.

Allons de M_1 à M_2 par A et revenons par D ; la transformation correspondante est fermée et reversible, donc :

$$\left| \int_{M_1}^{M_2} \frac{dq}{T} \right|_A + \left| \int_{M_2}^{M_1} \frac{dq}{T} \right|_B = 0$$

ou

$$\left| \int_{M_1}^{M_2} \frac{dq}{T} \right|_A - \left| \int_{M_1}^{M_2} \frac{dq}{T} \right|_B = 0$$

c'est-à-dire

$$\left| \int_{M_1}^{M_2} \frac{dq}{T} \right|_A = \left| \int_{M_1}^{M_2} \frac{dq}{T} \right|_B$$

donc $\int_{M_1}^{M_2} \frac{dq}{T}$ est indépendant de la transformation envisagée et ne dépend que de l'état final et de l'état initial.

$$\int_{M_1}^{M_2} \frac{dq}{T} = S_2 - S_1$$

S étant une fonction des 2 variables indépendantes qui définissent l'état du système.

Cette fonction S est appelée <u>l'entropie</u> du système, définie à une constante près.

QUELQUES PROPRIETES DE L'ENTROPIE.

D'après ce qui précède, on peut dire :

1°) - L'entropie caractérisera, en particulier, la différence de qualité entre des quantités de chaleur suivant la température à laquelle elles seront disponibles.

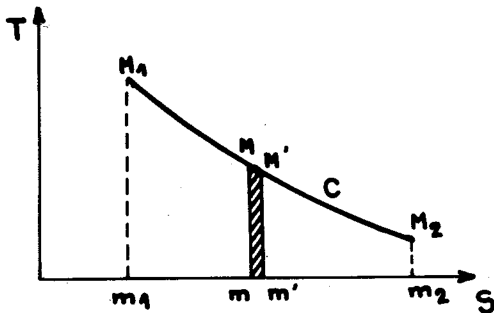
Pour 2 transformations du même type faisant évoluer le système dans le même intervalle de température mais à des températures initiales différentes, la variation d'entropie sera moindre pour les températures les plus élevées.

2°) - L'entropie reste une abstraction.

3°) - Quand le système évolue de manière adiabatique, sans échanger de chaleur avec le milieu extérieure, dq = 0 donc $\int \frac{dq}{T} = 0$. L'entropie reste donc constante et cette évolution adiabatique reversible est <u>isentropique</u> ; ceci n'est pas vrai pour les transformations non reversibles.

DIAGRAMME ENTROPIQUE.

Si on prend comme variable la température T et l'entropie S, le diagramme entropique d'une transformation élémentaire reversible est défini ci-après.



L'aire élémentaire MM' m'm est telle que :

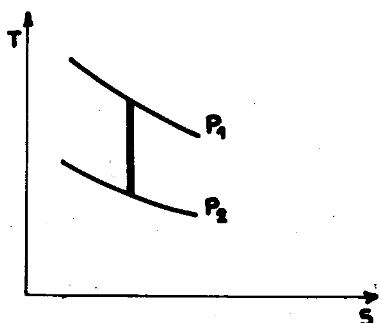
$$T.\,dS = dq$$

donc :

$$dq = \text{aire } MM'\ m'm$$

Le point M décrit la courbe C, et la quantité de chaleur est représentée géométriquement par l'aire m_1 M_1 M_2 m_2 qui équivaut par suite à un travail.

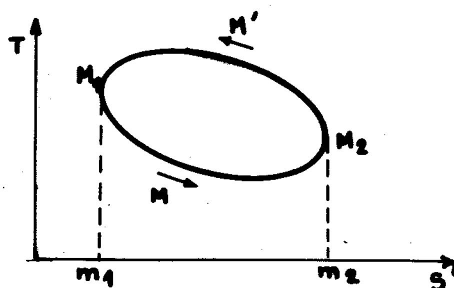
DIAGRAMME ENTROPIQUE D'UNE TRANSFORMATION ADIABATIQUE.



Cette transformation s'effectuant sans échange de chaleur avec l'extérieur, dq = 0 donc dS = 0

On obtient donc une parallèle à l'axe des T.

CYCLE.



Le fluide a parcouru un cycle, si après une série de transformations reversibles, l'état final est identique à l'état initial. On a :

$$\int_{M_1}^{M_2} T.\ dS = \text{aire } m_1\ M_1\ MM_2\ m_2$$

$$\int_{M_2}^{M_1} T.\ dS = \text{aire } m_1\ M_1\ M'M_2\ m_2$$

et la quantité de chaleur pour tout le cycle est :

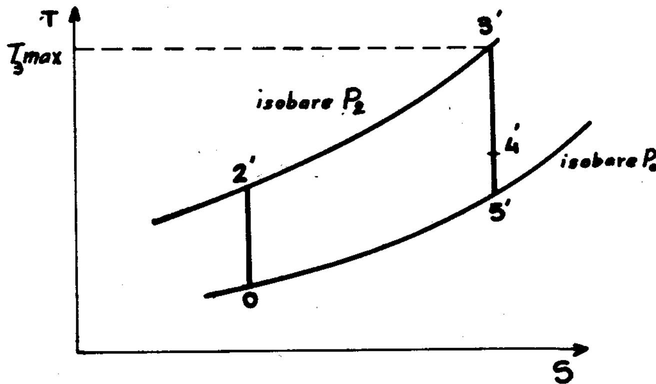
$$dq = T.\ dS = \text{aire } M_1\ MM_2\ M'$$

La quantité de chaleur est négative si le fluide fournit de la chaleur au milieu extérieur. Elle est positive dans l'autre cas.

3 - ETUDE DU CYCLE THEORIQUE T, S.

La masse évoluante, empruntée au milieu extérieur subit dans le réacteur une série de transformations, puis est restituée au milieu extérieur où elle revient théoriquement à son état initial ; on peut donc admettre que cette masse gazeuse qui a subi une série de transformations en circuit fermé, décrit un cycle.

En fait, il y a un renouvellement constant de l'air et on ne peut en tout rigueur parler d'un cycle ; pour le différencier du cycle fermé, on l'appellera cycle ouvert.



1°) Compression : l'air pris à l'état 0 (po, To) est amené à l'état 2' (p_2, T_2), cette compression étant supposée parfaite, donc isentropique (adiabatique et reversible).

La température en fin de compression est T_2.

2°) Combustion : La combustion se fait à pression constante P_2 et, en fin de combustion, la température est devenue T_3 par l'échauffement dû à l'injection de combustible ; l'entropie du système croît. On a donc intérêt à avoir T_3 le plus élevé possible sans cependant arriver au fluage des aubes de la turbine.

3°) Détente : elle est isentropique et comprend :

a) de 3' à 4' : détente dans la turbine

b) de 4' à 5' : détente dans la tuyère et, en fin de détente, on a une température T_5.

4°) Retour à l'état initial : Le fluide éjecté dans l'atmosphère à la température T_5 et à la pression po se refroidit jusqu'à la température To.

RENDEMENT THERMODYNAMIQUE.

On démontre que ce rendement est :

$$\eta_{th} = 1 - \frac{T_o}{T_2}$$

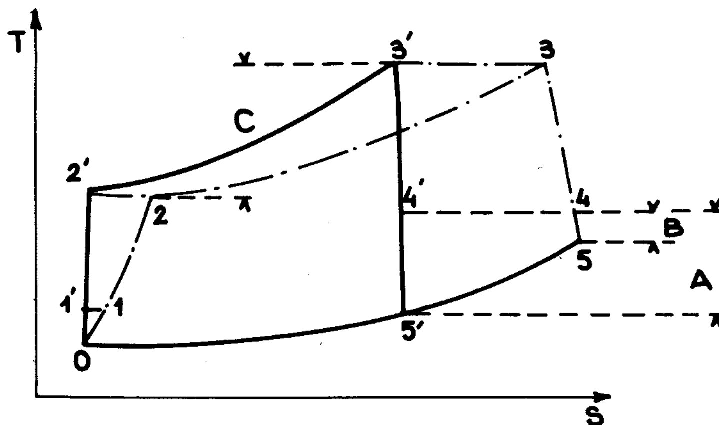
et ne dépend donc pas du taux de compression. Il ne dépend pas de la quantité de chaleur apportée par le combustible.

4 - ETUDE DU CYCLE REEL ; COMPARAISON AVEC LE CYCLE THEORIQUE.

Dans un turboréacteur, il y a toujours des pertes ; en réalité la compression et la détente ne sont pas rigoureusement isentropiques ; le fluide s'échauffe aussi par frottement. Il s'agit donc d'évolutions adiabatiques isentropiques qui se traduisent par une augmentation d'entropie au cours des évolutions.

D'autre part, il y a des pertes de charge dans les chambres de combustion, dues aux systèmes d'accrochage de flammes.

De plus, le cycle en vol sera différent du cycle au point fixe, car il faudra tenir compte de la compression dynamique dans la manche d'admission.



Le tracé 0 - 1' - 2' - 3' 4' - 5' représente le cycle théorique sans pertes, déjà vu. L'air atmosphérique dans les conditions représentées au point 0 est porté en température et pression au point 1' par l'effet de la compression dynamique due à la vitesse de l'avion.

Le point 2' est atteint après le passage de l'air dans le compresseur.

De 2' à 3' il se produit une augmentation de chaleur à pression constante, proportionnelle à la différence de température C.

Le gaz subit ensuite une détente de 3' à 5' en passant par la turbine et la tuyère, la pression tombant au niveau atmosphérique.

L'énergie produite par la détente est proportionnelle à la chute de température de 3' à 5' ; une partie de cette énergie, de 3' à 4' qui est égale à 1' - 2' est absorbée par l'entrainement du compresseur par l'intermédiaire de la turbine.

L'énergie restante, de 4' à 5', proportionnelle à A, peut être utilisée sous forme de réaction directe ou en puissance sur l'arbre par l'intermédiaire d'une hélice.

Le cycle réel, compte-tenu des pertes est donné par le tracé 0 - 1 - 2 - 3 - 4 - 5. Avec la même dépense de travail au compresseur, la pression obtenue en 2 est plus basse qu'en 2' ; par suite de cette réduction de taux de compression, et des pertes additionnelles, la puissance de 3 à 5 est beaucoup plus réduite.

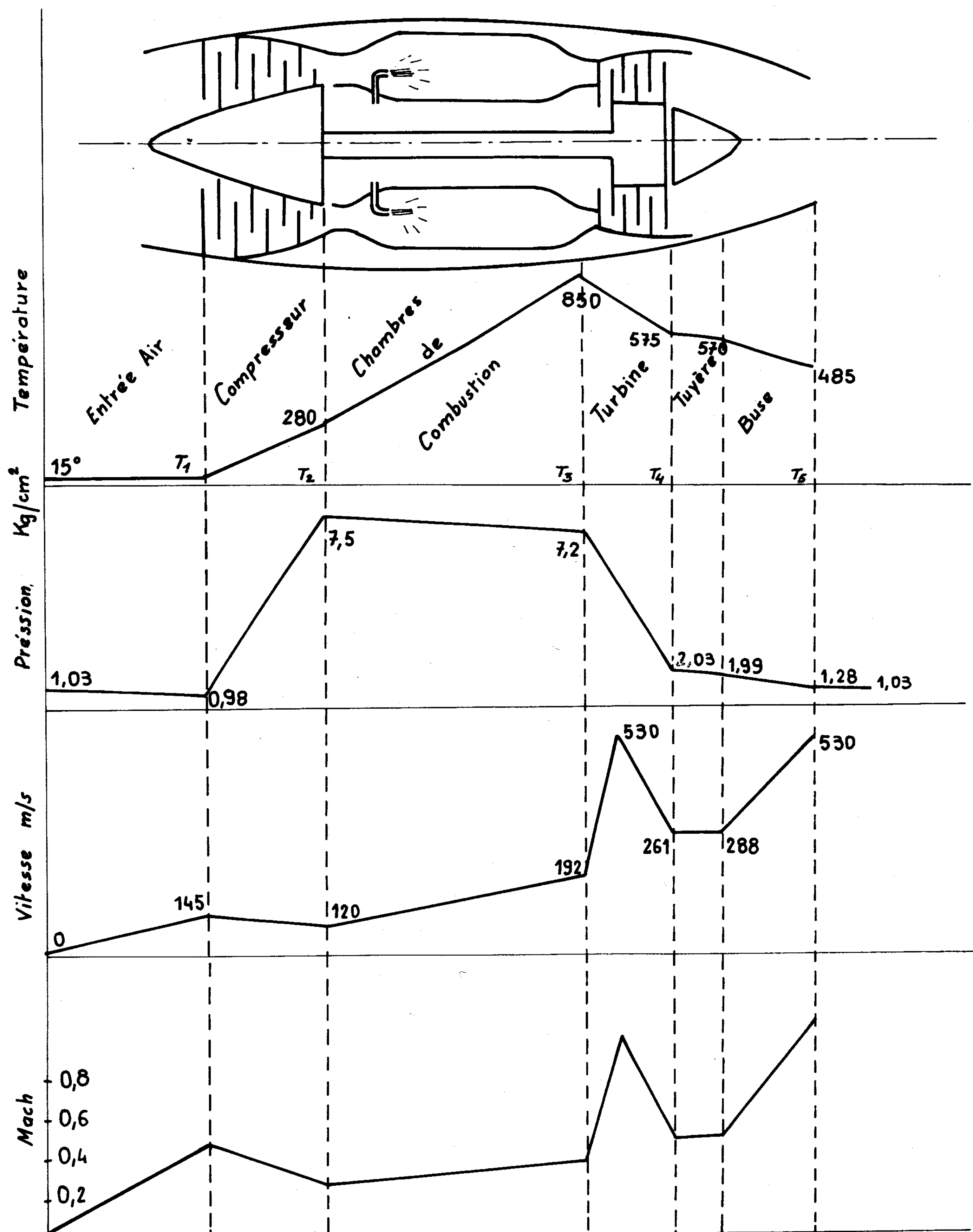
Le travail dépensé pour l'entraînement du compresseur ne varie pas, et par suite le bilan d'énergie de 4 à 5, proportionnel à B est beaucoup moins favorable.

La dépense thermique des 2 cycles est proportionnelle à C. Le rendement thermodynamique du cycle sans perte est A/C. Avec les pertes, il devient B/C.

Pendant la détente dans la turbine, une partie de l'énergie interne des gaz récupérable dans la détente est dégradée en chaleur ; il y a augmentation d'entropie et la détente n'est plus isentropique ; elle se fait de 3 en 4.

Il en est de même pendant la compression par suite des frottements prenant naissance au sein du fluide évoluant ou au contact des parois ; une partie de l'énergie est ainsi dégradée en chaleur ; l'entropie augmente et le point 2' vient en 2.

6. DIAGRAMME D'ECOULEMENT DANS UN TURBO-REACTEUR.



CHAPITRE 2

CALCUL DE LA POUSSEE - PUISSANCE - RENDEMENT

1 - 1 Pour une particule m de fluide qui circule dans le réacteur, on a :

$$F = m \gamma = m \frac{\Delta v}{\Delta t} = \frac{m}{\Delta t} . \Delta v$$

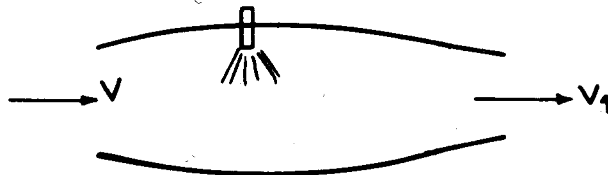
et pour toutes les particules m on aura :

$$F = \frac{\Sigma m}{\Delta t} \Delta v$$

Lorsque Δv est le même pour toutes les particules, $q = \frac{\Sigma m}{\Delta t}$ est appelé débit massique du fluide, ce qui donne :

$$F = q. \Delta v$$

Δv étant la différence de vitesse entre la sortie et l'entrée du réacteur.



Si on considère un réacteur monté sur avion se déplaçant à une vitesse V, éjectant vers l'arrière à une vitesse V_1 l'air aspiré, de débit q ($q = \rho S V$ où ρ est la masse spécifique du fluide, S la section de passage du fluide, V la vitesse de circulation du fluide), on aura :

$$\text{Poussée} = T = q. \Delta v = q (V_1 - V)$$

le débit massique d'air q étant le même à l'entrée et à la sortie.

Si on tient compte du débit du combustible (de débit massique q_c) on obtient la formule générale des turbomachines.

$$\boxed{T = q (V_1 - V) + q_c V_1}$$

Le 1er terme est appelé le terme réacteur : il donne la poussée quand on néglige le combustible (environ 1/60 du débit d'air pour un réacteur ordinaire).

Le 2ème terme est le terme fusée, car il donne la poussée d'une fusée ($q = 0$).

1 - 2 Conséquences.

Pour un réacteur :

$$T = q (V_1 - V) + q_c V_1 = (q + q_c) V_1 - qV$$

a) Au point fixe V est très faible, donc la poussée est maximum ; elle diminue avec la vitesse V.

b) La poussée s'annule pour une vitesse $V = \frac{q + q_c}{q} . V_1 \#\!\!\!\# V_1$
donc le réacteur ne sert à la propulsion qu'en dessous d'une vitesse limite égale à la vitesse d'éjection des gaz.

c) En altitude, la masse spécifique ρ de l'air diminue ; le débit d'air q diminue donc la poussée diminue.

Il convient de remarquer que la poussée diminue avec la vitesse pour les vitesses nettement subsoniques ($M < 0,5$) ; en effet, par suite de la compression dynamique de l'air dans la manche, la poussée croît de nouveau pour retrouver sa valeur initiale vers Mach 1 par effet statoréacteur, pour décroitre ensuite.

2 - PERFORMANCES DU TURBO-REACTEUR.

2 - 1 Influence du nombre de tours.

C'est le seul paramètre sur lequel on puisse agir pour modifier la poussée.

a) Poussée : elle augmente très vite avec N et on a environ :

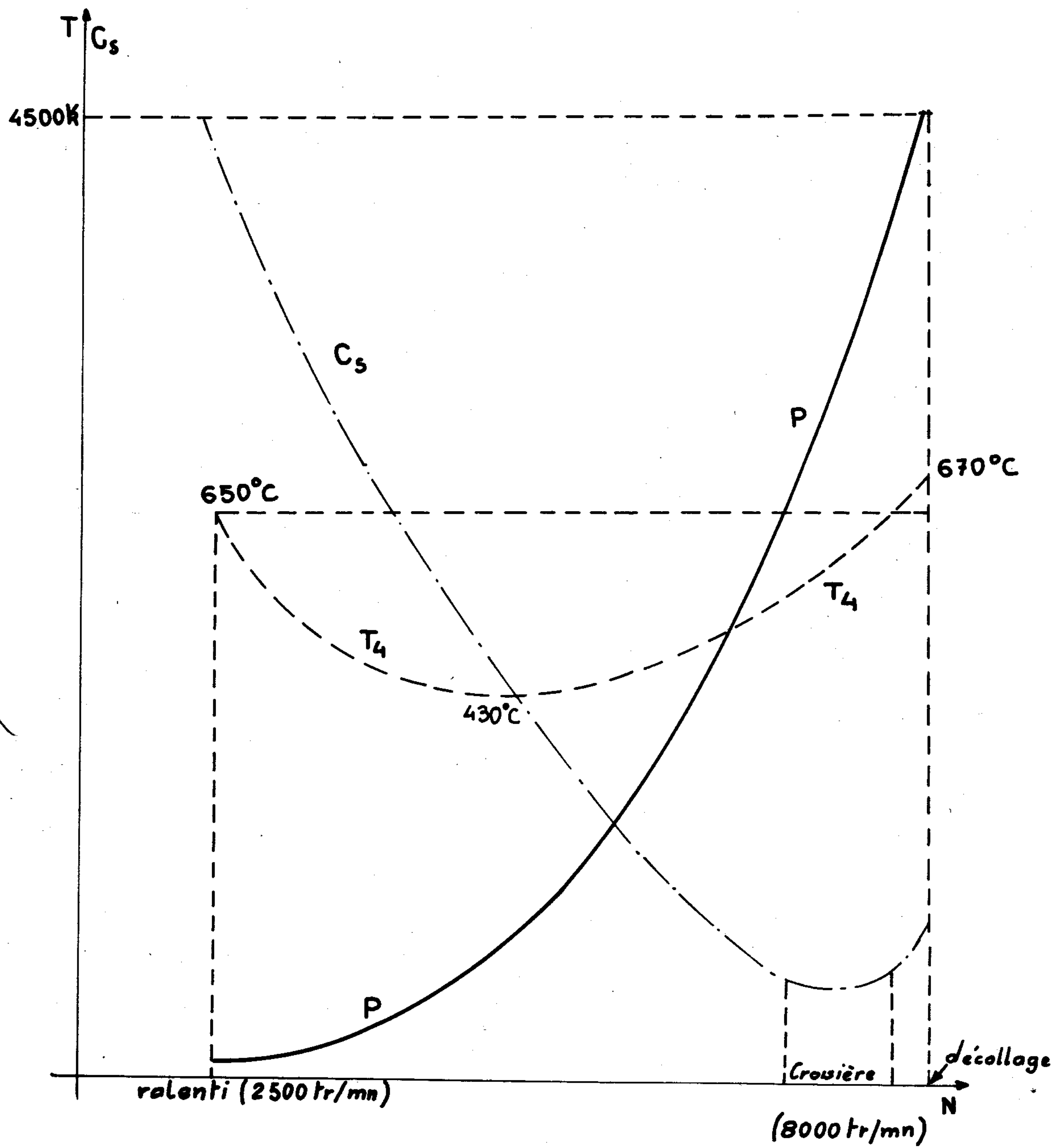
$$T = k N^4$$

b) Consommation spécifique C_s : elle décroît rapidement, passe par un minimum et augmente ensuite légèrement. Ce minimum est dû au fait que l'on calcule le turbo-réacteur pour avoir C_S minimum au régime de croisière.

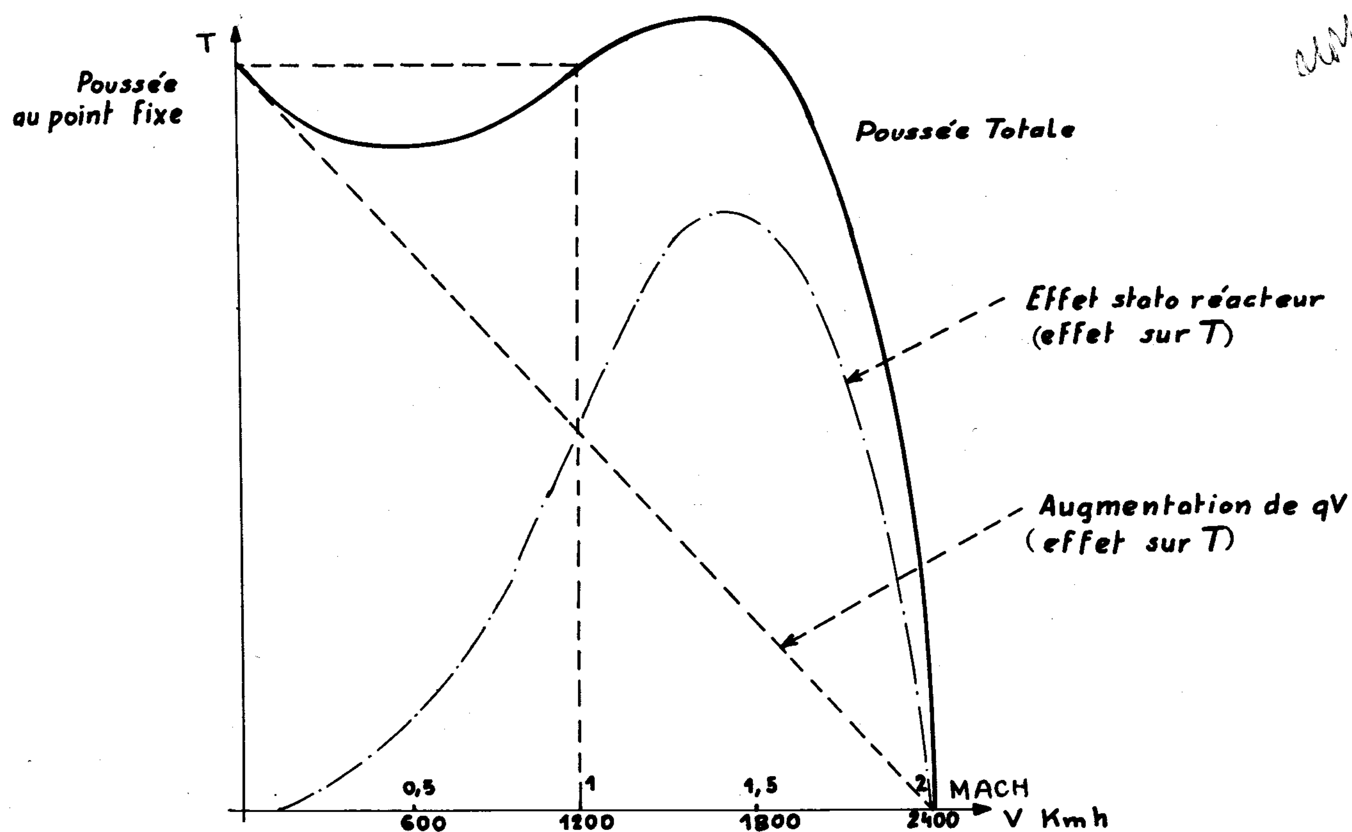
c) Température T_4 : la température T_3 - et donc T_4 - est limitée par la tenue thermique de la turbine ; elle sera donc maximum pour le nombre de tours maximum correspondant à la poussée maximum.

Si on diminue N, T_4 décroît, passe par un minimum puis augmente de nouveau par suite du mauvais refroidissement dû à un débit d'air trop faible ; la valeur maxi de T_4 détermine le ralenti du réacteur ; ceci n'est bien entendu plus vrai pour les réacteurs où cette température est maintenue constante par le régulateur.

VARIATION DE LA POUSSEE, DE LA CONSOMMATION SPECIFIQUE ET DE LA TEMPERATURE T_4 EN FONCTION DU NOMBRE DE TOURS/MINUTE.



2 - 2 Influence de la vitesse avion.



a) Poussée : A régime et altitude constants, la poussée totale

$$T = q(V_1 - V) + q_c V_1$$

varie avec la vitesse en fonction de 2 facteurs contradictoires :

1°) Augmentation de la quantité qV, donc diminution de T.

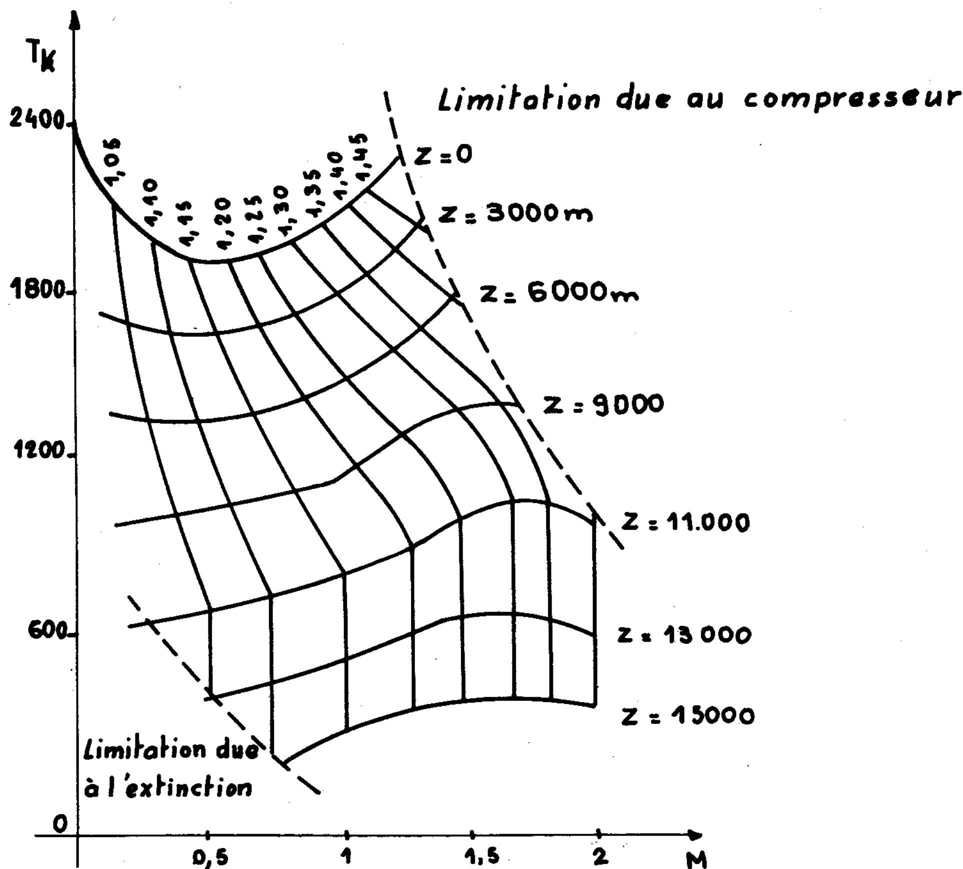
2°) Augmentation de ρ par compression dynamique dans l'entrée d'air qui augmente le débit q, donc augmentation de T.

Le premier effet est prépondérant aux faibles vitesses (0 à 600 km h), le second aux vitesses élevées.

La poussée décroît d'abord puis augmente pour retrouver sa valeur initiale vers M_1, passe par un maximum puis s'annule vers M_2 ou M_3.

La régulation du réacteur assure la proportionnalité de q_c à q pour éviter la surchauffe de la turbine ; donc C_S croît toujours avec la vitesse avion.

2 - 3 Influence de l'altitude.



En altitude, il se produit :

- une diminution de pression,

- une diminution de la température extérieure pour les altitudes inférieures à 11000 m ; au-dessus elle est admise constante.

La diminution de pression diminue la masse spécifique ρ de l'air, donc le débit massique et la poussée.

La diminution de température améliore le cycle du réacteur.
En conclusion :

- la poussée diminue avec l'altitude ; par 1000 ft d'altitude, on a une diminution de poussée d'environ 3 %. Au-dessus de 11000 m, la poussée décroît proportionnellement à la densité de l'air.

- la consommation spécifique diminue avec l'altitude jusqu'à 11000 m et reste constante au-dessus. Elle suit la variation du rendement global du réacteur.

- le compresseur présente un risque plus grand de pompage et de diminution de rendement.

2 - 4 <u>Influence de la température extérieure</u>.

Une diminution de T_1 augmente le débit massique et par suite la poussée ; la consommation spécifique diminue.

Ainsi, une augmentation de 1° C diminue la poussée de 0,5 à 0,7 %. Pour + 10°C au-dessus du standard, on aurait - 7 % à la poussée et + 15 à 20 % de longueur de piste nécessaire.

2 - 5 <u>Influence de l'humidité</u>.

Pratiquement sans influence.

3 - PUISSANCE.

3 - 1 Puissance thermique : c'est l'énergie libérée par unité de temps par le carburant.

Si P_c désigne le pouvoir calorifique de celui-ci et du comburant, on a :

$$P_t = q_c . P_c$$

3 - 2 Puissance utile : c'est la puissance fournie par un réacteur de poussée T faisant voler un avion à la vitesse V

$$P_u = T. V$$

3 - 3 Puissance dynamique - puissance perdue : A la sortie du réacteur les gaz ont une vitesse V_1 ; ils ont donc par rapport à l'atmosphère une énergie cinétique non utilisée par la propulsion, et elle se dissipe en tourbillons ; elle est alors perdue.

$$P_p = \frac{1}{2} M V^2 = \frac{1}{2} (q + q_c). (V_1 - V)^2$$

La puissance dynamique est par définition la somme des puissances utile et perdue.

$$P_d = P_u + P_p$$

$$P_d = \left[q (V_1 - V) + q_c V_1\right]. V + \frac{1}{2} (q + q_c) (V_1 - V)^2$$

ou en développant et en simplifiant :

$$P_d = \frac{1}{2} (q + q_c) V_1^2 - \frac{1}{2} q V^2 + \frac{1}{2} q_c V_1^2$$

Cette puissance dynamique est donc la somme de :

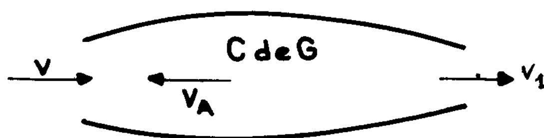
- l'augmentation d'énergie cinétique au passage dans le réacteur ;

- l'énergie cinétique du combustible acquise avant son éjection, et pour laquelle il a fallu dépenser de l'énergie.

Au point fixe en particulier, puisqu'il n'y a pas de propulsion, la puissance utile est nulle et la puissance dynamique est alors égale à la puissance perdue.

4.- LE RENDEMENT DANS LA PROPULSION PAR REACTION.

Le rendement est toujours le rapport de l'énergie produite à l'énergie reçue :



Soit V la vitesse de l'air à l'avant, et V_1 la vitesse de l'arrière par rapport au réacteur ; ce sont donc des vitesses relatives. La variation de force vive est :

$$\frac{1}{2} M V_1^2 - \frac{1}{2} M V^2 = \frac{1}{2} M (V_1^2 - V^2)$$

Or, si on appelle P la poussée, on a dans l'unité de temps :

$$P = M \gamma = M (V_1 - V)$$

Le rendement est :

$$\frac{\text{Puissance utilisable}}{\text{Puissance dépensée}} = \frac{M (V_1 - V) V}{\frac{1}{2} M_1 (V_1^2 - V^2)} = \frac{2 (V_1 - V) V}{(V_1 + V) (V_1 - V)} =$$

$$\frac{2 V}{V_1 + V} = \frac{2}{\frac{V_1}{V} + 1}$$

Ce rendement dépend donc du rapport des vitesses à l'entrée et à la sortie, c'est-à-dire du rapport de la vitesse d'éjection à la vitesse propre du réacteur.

a) Pour augmenter la traction, il faut augmenter $V_1 - V$ donc augmenter V_1 ou diminuer V.

b) Pour augmenter le rendement, il faut diminuer V_1.

Ces 2 conditions sont contradictoires et le dispositif envisagé ne peut avoir un bon rendement qu'aux grandes vitesses. Pour rendre le propulseur utilisable, il faut :

- soit mélanger aux gaz éjectés une certaine masse d'air ambiant ; on augmente ainsi M et on diminue V_1, ce qui augmente le rendement.

- soit augmenter V en plaçant par exemple la tuyère en bout de pale du rotor d'un hélicoptère.

5 Autres rendements

On distingue :

5 - 1 le rendement de propulsion

$$\eta_p = \frac{\text{P. utile}}{\text{P. dyn}} = \frac{\text{P. utile}}{\text{P. utile} + \text{P. perdue}}$$

5 - 2 le rendement thermique

$$\eta_t = \frac{\text{P. dyn}}{\text{P. thermique}}$$

5 - 3 le rendement global

$$\eta_g = \eta_p \times \eta_t = \frac{\text{P. utile}}{\text{P. thermique}}$$

CHAPITRE 3

TECHNOLOGIE DU REACTEUR

1 - LA MANCHE D'ADMISSION D'AIR. nacelle

Captant l'air extérieur, elle doit l'amener au compresseur du réacteur avec le minimum de perte et avec le minimum de turbulence.

Au point fixe et à faible vitesse, la vitesse à l'entrée du compresseur est supérieure à la vitesse de captation ; il y a donc mise en vitesse dans la manche et diminution de pression. En vol à grande vitesse, la vitesse de captation est supérieure à la vitesse d'entrée dans le compresseur ; la manche fonctionne alors en diffuseur, ralentissant la vitesse de l'air avec augmentation de pression.

Pour être efficace, une manche doit être :

- bien dirigée dans la direction du vol pour permettre le maximum de récupération de l'énergie cinétique de l'air capté.

- calculée pour être bien adaptée dans la plus large gamme possible des régimes de vol.

- de section convenable pour assurer des débits d'air importants.

- bien positionnée sur l'avion pour déboucher dans des zones de perturbations minimum. Dans le cas de prise d'air latérale, il faut en outre éliminer l'effet nuisible de la couche limite du fuselage.

Enfin, pour le vol supersonique, on a intérêt à adopter une manche avec corps central plutôt qu'une manche Pitot (voir ch. Statoréacteur).

Le choix de la forme est dicté par :

- l'emplacement du réacteur sur l'avion,
- la vitesse et l'altitude de vol,
- l'utilisation de l'avion.

2 - LE COMPRESSEUR.

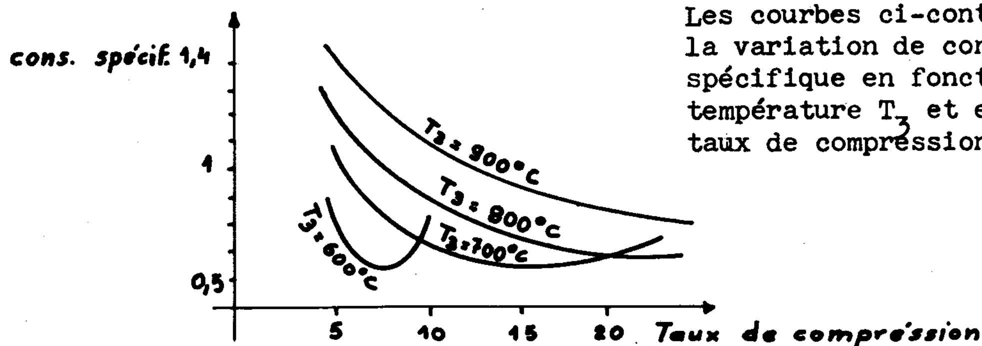
2 - 1 La pression des gaz entrant dans la chambre de combustion et la température de combustion ont une influence directe sur la consommation spécifique. On a intérêt à avoir des taux de compression et des températures élevés.

Le compresseur a pour but :

- d'établir le débit d'air qui traverse le réacteur ;
- d'élever la pression de l'air avant la combustion.

- Le débit massique conditionne la poussée $T = q\ (V_1 - V)$

- La pression des gaz conditionne directement le rendement thermique du réacteur.



Les courbes ci-contre indiquent la variation de consommation spécifique en fonction de la température T_3 et en fonction du taux de compression.

2 - 2 Choix du type de compresseur.

Il faut assurer des débits importants avec un compresseur léger, de faible encombrement, à vitesse de rotation élevée pour pouvoir être entraîné directement par une turbine.

Deux types sont utilisés :

- Le compresseur centrifuge, à simple ou double entrée pour les poussées faibles et moyennes,

- Le compresseur axial, pour les poussées moyennes ou élevées,

2 - 3 Le compresseur centrifuge.

Utilisé sur les moteurs à explosion, il est aussi utilisé dans les turboréacteurs de faible puissance, bien que de maitre-couple supérieur à celui du compresseur axial de même débit ; on le trouve aussi sur le turbopropulseur Rolls Royce DART.

On distingue trois parties essentielles :

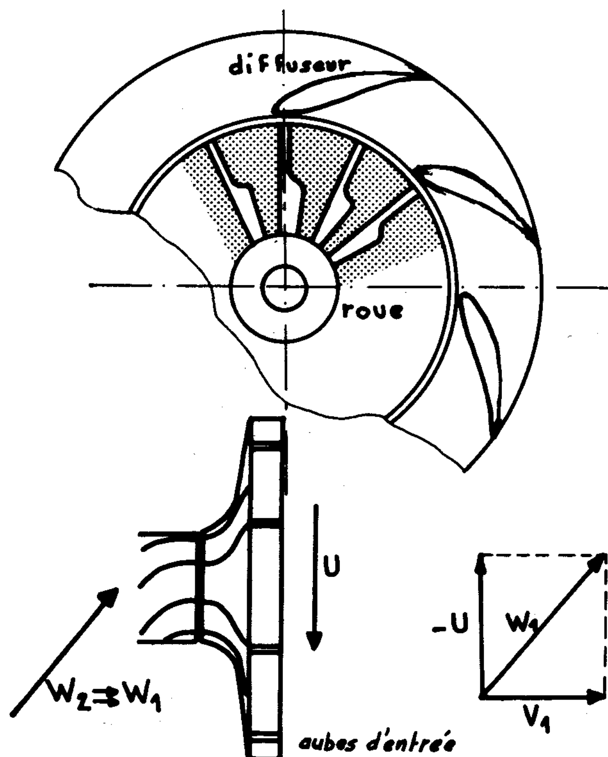
- Le circuit d'admission, conduisant l'air à l'entrée de la roue avec une vitesse et une direction convenables

- Un rotor comportant des cloisons radiales délimitant les canaux de circulation d'air. Des aubes de guidage permettent de capter l'air avec un minimum de chocs,

- L'air capté par la roue est soumis à la force centrifuge et sort de la roue à grande vitesse, après avoir subi un début de compression dû à l'inertie des gaz.

La vitesse de l'air est ensuite réduite dans un diffuseur qui entoure la roue, avec augmentation de pression.

Pour éviter les chocs générateurs de pertes à l'entrée de la roue, il est nécessaire que l'air arrive sur la roue tangentiellement aux aubes radiales, ou tout au moins sous une faible incidence ; c'est pourquoi les aubes d'entrée sont incurvées dans le sens de rotation de manière à être tangentes au vecteur de la vitesse relative W_1 de l'air par rapport à la roue.

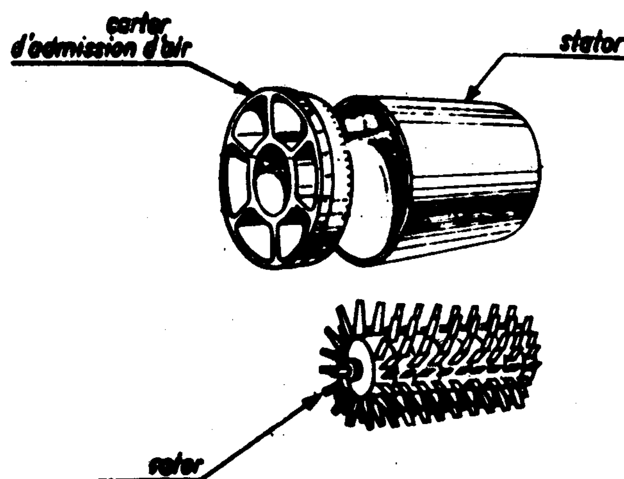


Il en résulte que l'entrée d'air ne sera correcte que pour un seul régime U_1, qui correspond à la vitesse habituelle d'utilisation ; en effet, il serait trop difficile de réaliser des aubages variables.

2 - 4 Le compresseur axial.

Le compresseur centrifuge est limité par les vitesses à la périphérie, car il ne pourrait supporter les contraintes dues aux vitesses élevées. Il en résulte une limitation de la puissance, d'où la nécessité du compresseur axial. Cette appellation est due au fait que l'écoulement de l'air s'effectue dans une direction parallèle à l'axe de la machine.

Il comprend :



- un carter d'admission d'air,
- une série de grilles d'aubes fixes portées par le carter de la machine et disposées radialement : c'est le stator,
- une série de grilles d'aubes mobiles entre lesquelles viennent s'intercaler les grilles d'aubes fixes ; c'est le rotor,

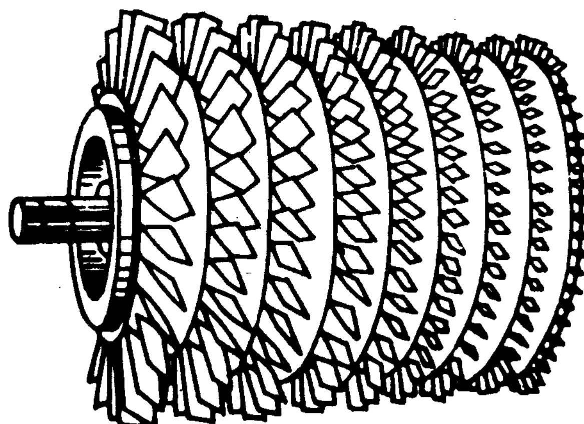
L'ensemble formé par une grille fixe et une grille mobile s'appelle un étage.

On réalise actuellement des compresseurs jusqu'à 16 étages, tournant de 8000 t/m à 15000 t/m ; le rapport manométrique atteint jusqu'à 25 sur les derniers moteurs.

2-4-1 Carter d'admission d'air.

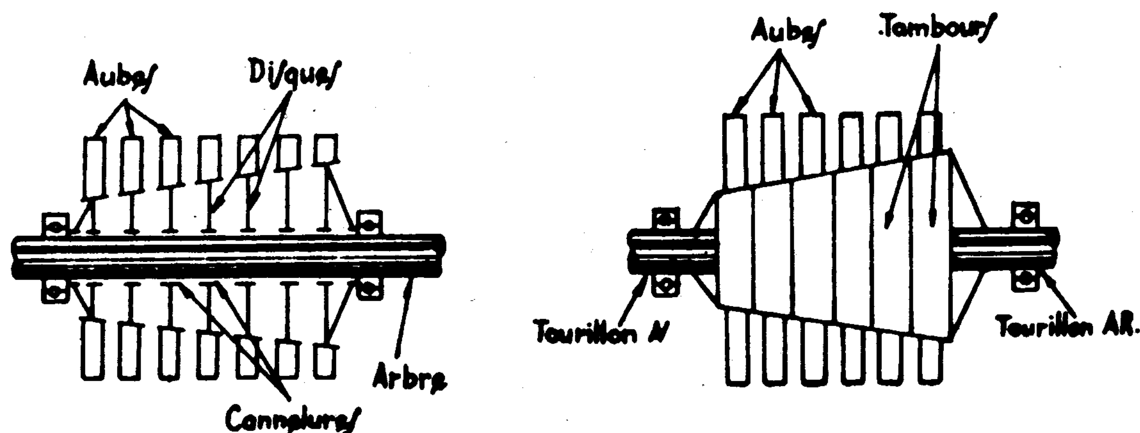
Ce carter annulaire porte le palier avant ; il porte aussi le cône de pénétration à l'intérieur duquel se trouve en général le démarreur. Cette entrée est en général munie d'aubages qui dirigent l'air suivant un angle convenable vers le rotor ; ces aubages sont souvent à incidence variable.

Le carter, les bras radiaux, les aubages d'entrée sont en général réchauffés par prélèvement d'air sur le compresseur, ceci pour lutter contre le givrage. Les bras contiennent en outre les canalisations de graissage de la section AV.

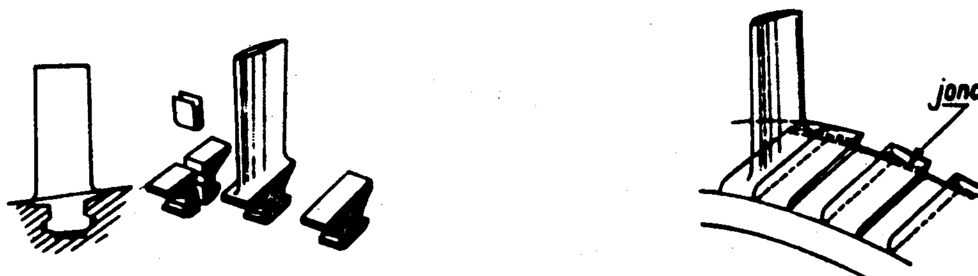


2-4-2 Rotor

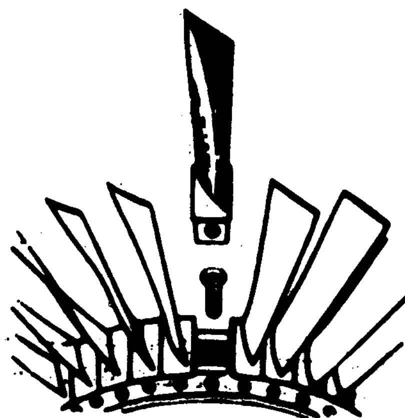
Le rotor est constitué par un certain nombre de grilles d'aubes mobiles, chaque aube pouvant être comparée à un profil d'aile ; ces profils déterminent entre eux des canaux où s'écoule le flux d'air. Ces aubes sont montées soit sur des disques empilés sur un même arbre, soit sur des tambours fixés les uns sur les autres.



Les aubes peuvent être montées rigidement, mais la tendance actuelle est à la fixation souple, les vibrations se transmettant alors moins facilement.

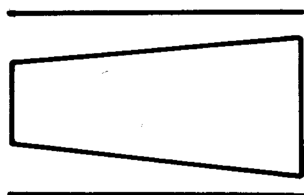


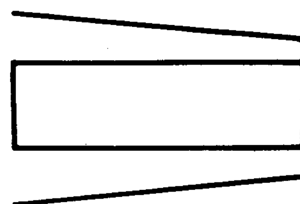
Exemple de fixation rigide



Exemple de fixation souple

Le canal d'écoulement de l'air doit diminuer de section au fur et à mesure que la compression augmente, d'où diverses solutions :





- rotor conique
  Carter cylindrique

- rotor cylindrique
  Carter conique

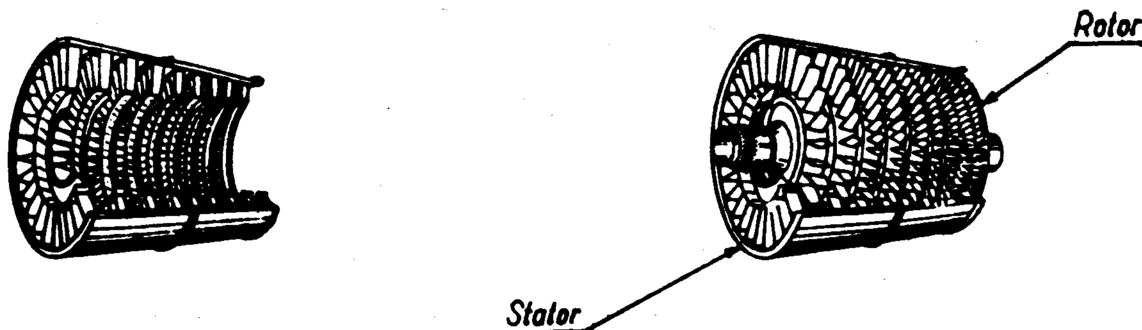
toutes les solutions intermédiaires pouvant être adoptées.

2-4-3 Stator

Il est constitué par des rangées d'aubes disposées radialement à l'intérieur d'un carter annulaire.

Comme les aubes du rotor, ces aubes fixes forment des canaux où s'écoule le flux d'air.

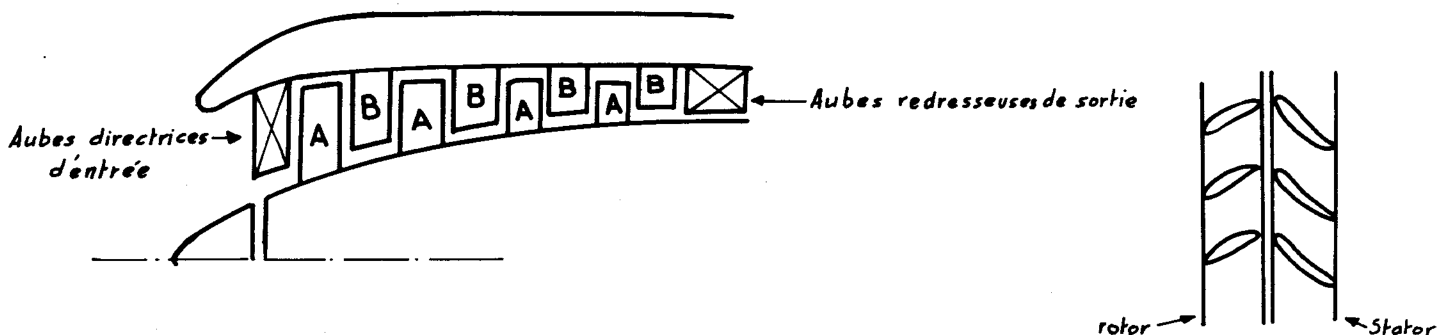
Le rotor est monté à l'intérieur du stator de façon à ce que l'on rencontre successivement, de l'avant à l'arrière : une grille d'aubes mobiles, une grille d'aubes fixes, ect...



2 - 5 Principe de fonctionnement du compresseur axial.

2-5-1 Le compresseur axial assure :

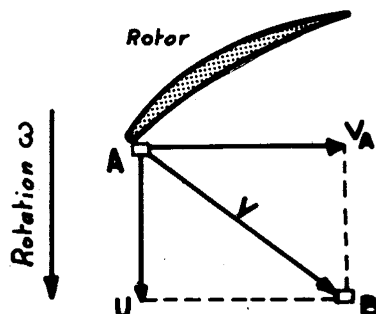
- l'établissement d'un débit d'air par mise en vitesse de l'air suivant l'axe du compresseur,
- un apport d'énergie cinétique par accélération d'un débit d'air suivant le mouvement de rotation du moteur,
- la transformation de l'énergie cinétique en pression par amortissement de la vitesse de rotation communiquée à l'air.



A : aubes mobiles (rotor)

B : aubes fixes (stator)

2-5-1-1 Etablissement du débit d'air.



Cette opération est réalisée par le rotor.

Considérons une molécule d'air placée en A et qui se trouve en B au bout d'une seconde alors que l'aubage a parcouru en tournant une distance U ; on peut dire que la grille d'aubes mobiles, animée d'une vitesse U, a communiqué à l'air une vitesse V (qui se décompose en une vitesse axiale V_A et une vitesse tangentielle U). V_A établit le débit d'air.

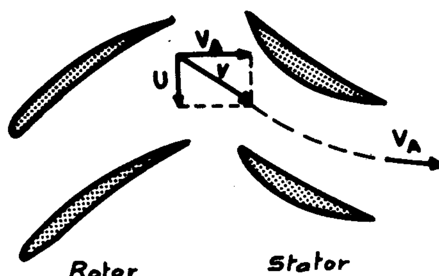
2-5-1-2 Apport d'énergie cinétique.

Cette opération est réalisée par le rotor. La vitesse tangentielle U correspond à une certaine énergie fournie par le compresseur et qui ne participe pas à l'établissement du débit d'air ; cette grille d'aubes a communiqué à l'air une énergie cinétique tangentielle.

2-5-1-3 Transformation de l'énergie cinétique en pression.

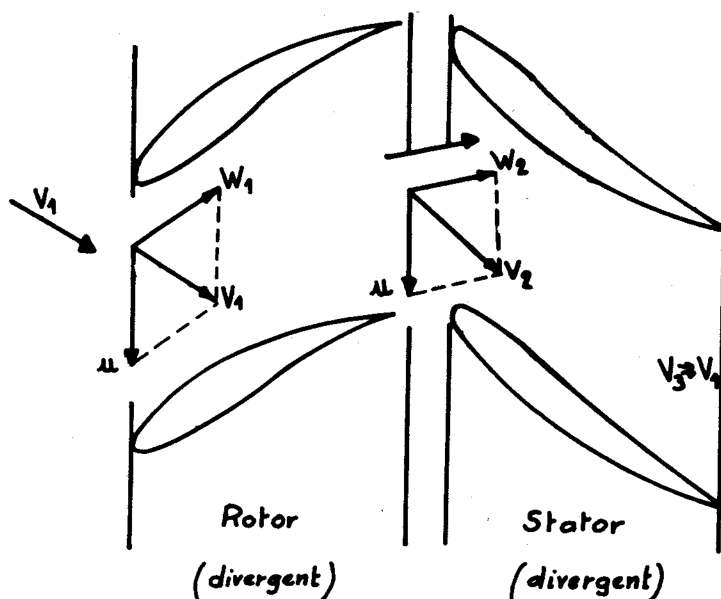
Cette opération est réalisée par le stator.

A la sortie du rotor, l'air est animé d'une vitesse V ; les aubes du stator constituent une série de canaux divergents dont la courbure permet d'amortir la rotation de l'air U sans modifier sensiblement l'écoulement axial. L'énergie cinétique tangentielle communiquée à l'air par le rotor se trouve transformée en énergie de pression dans le stator (loi de Bernouilli).



2-5-2 Circulation de l'air : vitesse relative par rapport aux aubes.

Dans l'étage élémentaire, l'air arrive à l'entrée de la grille mobile avec une vitesse absolue V_1 découlant de la vitesse absolue V_0 déviée par les aubes de pré-rotation.



La grille mobile tournant à la vitesse W (vitesse tangentielle u) l'air a, à l'entrée et par rapport à la grille mobile, une vitesse relative W_1 telle que $\vec{V}_1 = \vec{W}_1 + \vec{u}$

La forme divergente du canal entre 2 aubes fait que, à la sortie de la grille mobile et par rapport à cette grille, l'air a une vitesse relative W_2 inférieure à W_1 et plus voisine de la direction de l'axe du compresseur. L'air a, d'autre part, été entrainé par la rotation du compresseur et a donc une vitesse absolue $\vec{V}_2 = \vec{W}_2 + \vec{u}$

Le stator capte l'air à la vitesse absolue V_2 et grâce, à la courbure de ses aubes et à la section de passage qui augmente, il transforme V_2 en V_3 telle que $\vec{V}_3 \approx \vec{V}_1$.

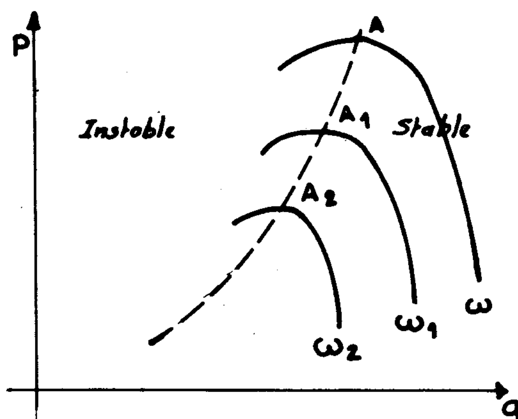
2-5-3 Pompage des compresseurs.

C'est un phénomène périodique qui modifie l'écoulement de l'air dans le compresseur avec baisse du taux de compression.

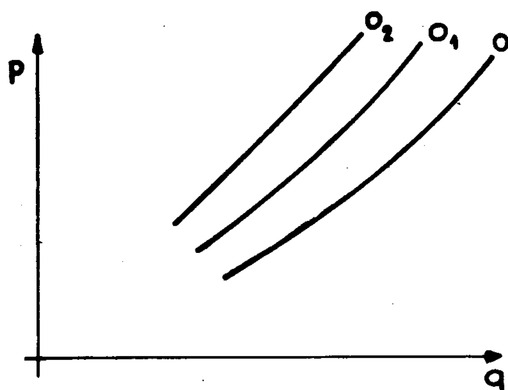
2-5-3-1 Caractéristique pression-débit : le compresseur débitant à régime constant dans un récepteur (chambre de combustion, turbine, tuyère) :

a) Caractéristique du compresseur :

Faisons varier la pression de refoulement du compresseur ainsi que son débit-masse. On obtient les courbes ci-contre pour différentes valeurs du freinage et, à partir du point A le fonctionnement peut devenir instable ; on constate alors de fortes oscillations de p et de q et le débit peut même changer de sens dans le compresseur : on dit alors qu'il y a pompage.



b) Caractéristique du récepteur.

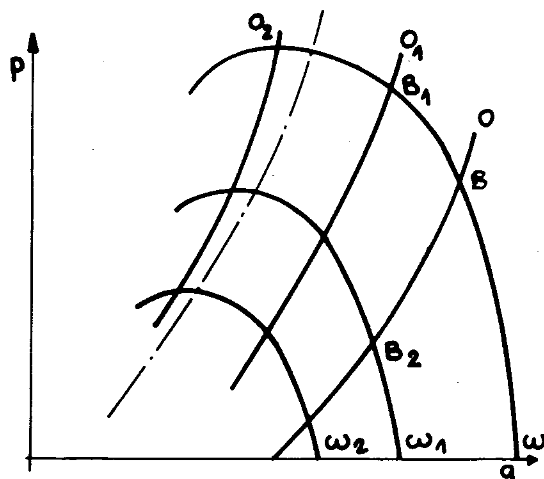


La courbe ci-contre représente la fonction :

$$p = f(q)$$

et on peut tracer tout un réseau O, O_1, O_2 correspondant à des pressions de refoulement de plus en plus fortes (obtenues par exemple par fermeture progressive de la tuyère).

c) Caractéristique de l'ensemble compresseur-récepteur.



Dans un turbo-réacteur, la pression de refoulement du compresseur est égale à la pression en amont du récepteur ; le débit traversant les 2 parties est également le même ; on peut donc superposer les 2 caractéristiques "a" et "b" pour obtenir la caractéristique ci-contre.

Si le compresseur tourne à la vitesse ω et que l'ouverture de la buse soit O, le point de fonctionnement sera en B.

- si l'ouverture devient O_1, B passe en B_1

- si la vitesse angulaire devient ω_1, B passe en B_2

- si le point de fonctionnement est à droite de la courbe A, A_1, A_2, le fonctionnement sera stable ; à gauche de cette courbe, le fonctionnement sera instable et il pourra y avoir pompage.

2-5-3-2 Le pompage (voir figure page suivante)

a) Fonctionnement stable : si pour une vitesse de rotation ω et une ouverture de tuyère O, une perturbation entraine une légère diminution de débit, B passe en B_1 et la pression P_1 de refoulement du compresseur deviendra supérieure à celle nécessaire à écouler le débit q_1' dans le récepteur O. Le débit aura tendance à croître et donc à se stabiliser à la valeur q_1.

b) Fonctionnement instable : la vitesse de rotation étant ω et l'ouverture de la tuyère O_2, supposons que le débit diminue de q_2 à q'_2 ; la pression de refoulement du compresseur P_2 n'est plus que de très peu supérieure à P'_2, pression nécessaire pour assurer le débit q'_2 à travers le récepteur. Par suite de phénomènes parasites, P'_2 peut devenir supérieur à P_2, entrainant une diminution supplémentaire de débit. Le phénomène ira s'amplifiant. La contre pression du circuit aval étant supérieure à la pression que peut fournir le compresseur, le débit va s'annuler et même s'inverser.

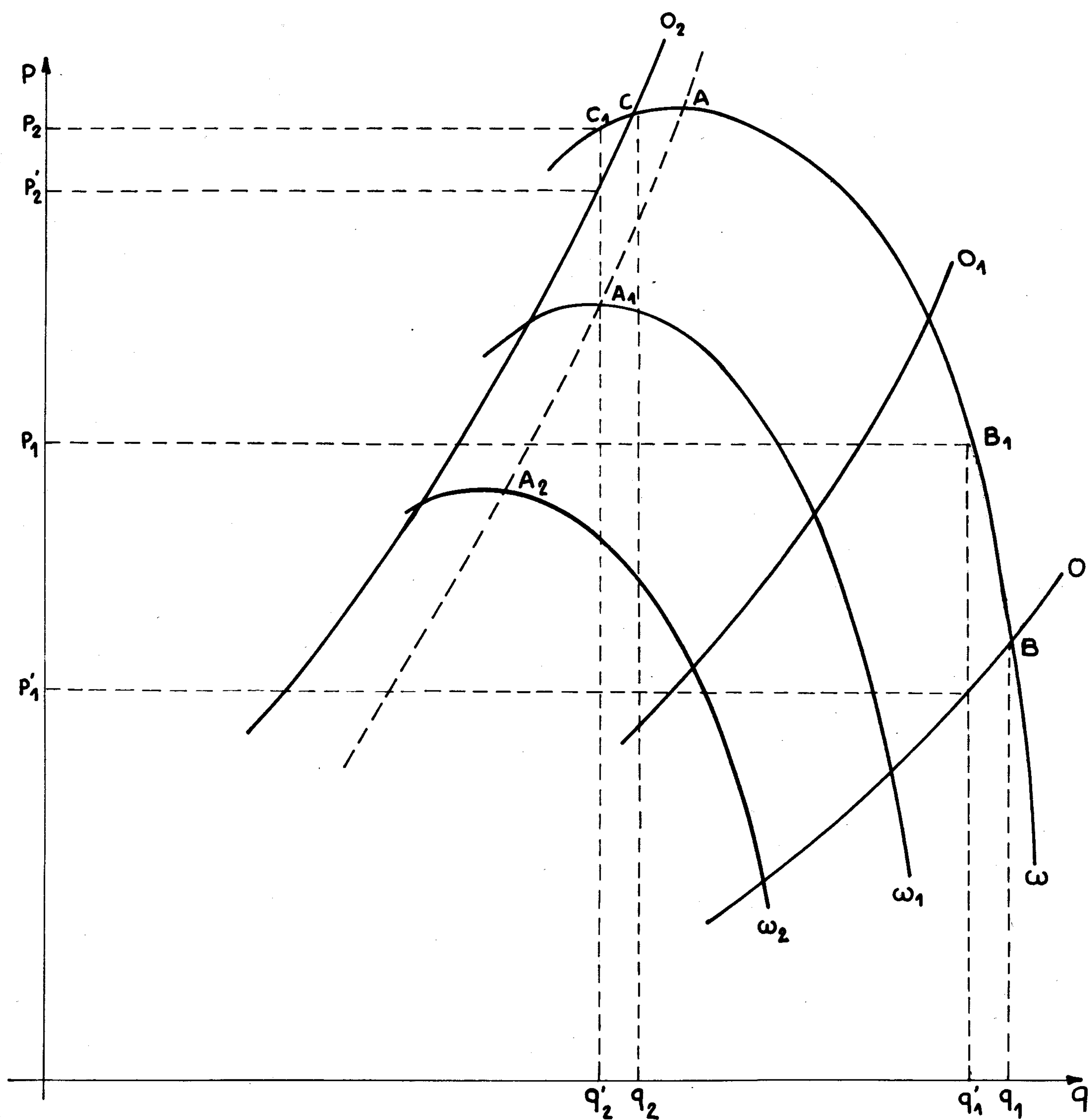
La surpression du circuit aval s'annule rapidement et le débit reprend son sens normal ; mais si les conditions n'ont pas changé, le phénomène va se répéter et devenir périodique. On est alors dans le cycle de pompage.

Le pompage est nuisible et dangereux pour l'endurance du turboréacteur. Lorsqu'il apparaît, il faut immédiatement s'éloigner de cette zone :

- en faisant varier le nombre de tours, généralement en le diminuant, la ligne de pompage A_o A_1 A_2 ayant le plus souvent la forme indiquée sur la figure.

- en accroissant le débit par mise en piqué ou ouverture de la tuyère si celle-ci est à section variable.

D'une façon générale, les dispositions à prendre varient avec le dispositif de régulation du réacteur.

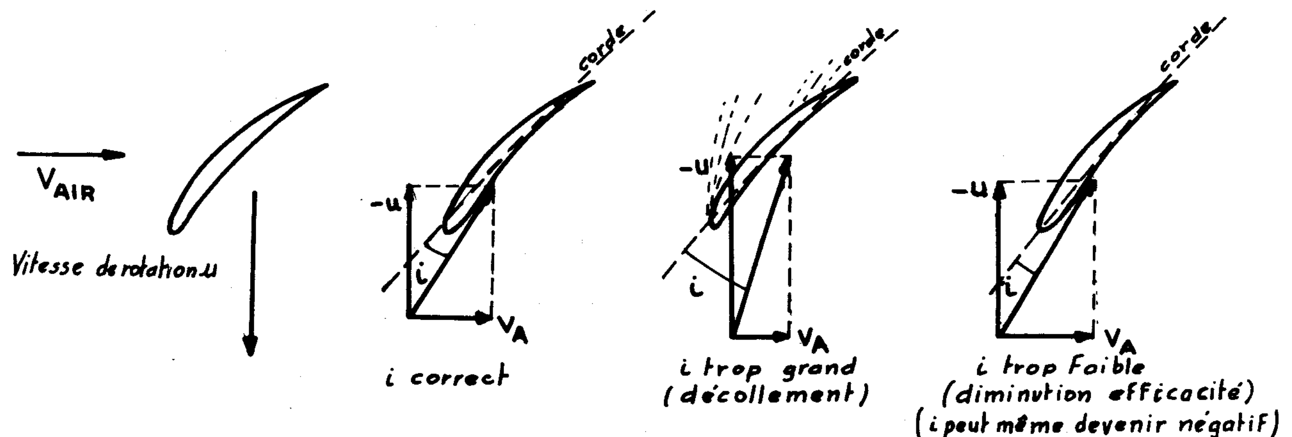

P
P2
P'2
P1
P'1
O2
C1
C
A
A1
A2
O1
B1
O
B
ω
ω1
ω2
q'2
q2
q'1
q1
q

2-5-3-3 Causes de pompage.

Les causes du pompage sont de 2 sortes :

a) Chûte brutale de pression du compresseur, due :

- à des phénomènes aérodynamiques : décrochage des ailettes du compresseur, analogue à celui d'une aile d'avion ou d'une pale d'hélice.



- à des phénomènes soniques : si la vitesse du son est atteinte en un point quelconque du compresseur, les ondes de choc amènent une dégradation d'énergie et une chûte rapide du taux de compression, avec accroissement de la trainée que supporte l'embase des ailettes.

b) Augmentation de pression à l'amont du circuit récepteur.

Ceci peut se produire par exemple par excès d'injection dans les chambres de combustion en cas de reprise brutale par exemple : c'est le phénomène d'obstruction thermique.

2-5-3-4 Remèdes au pompage.

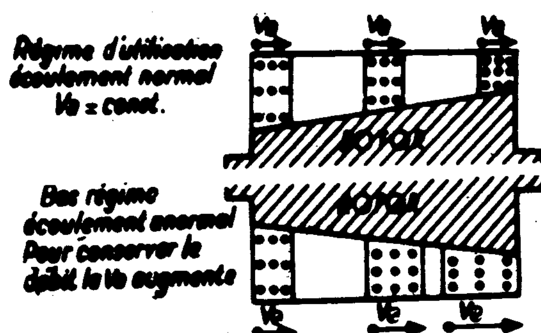
a) Compresseur à aubages à incidence variable.

Pour que le compresseur présente un compromis acceptable permettant le meilleur rendement au régime maximum de croisière à une altitude donnée, ainsi que dans les autres cas de fonctionnement : variations de régime, d'altitude, de vitesse de vol, le remède le plus efficace est d'utiliser des aubes à calage variable.

Seuls les aubages fixes du stator sont à incidence variable et, suivant les réacteurs, on trouve une ou plusieurs rangées d'aubes qui sont réglables, la commande de l'incidence se faisant par un anneau qui tourne autour du carter de compresseur.

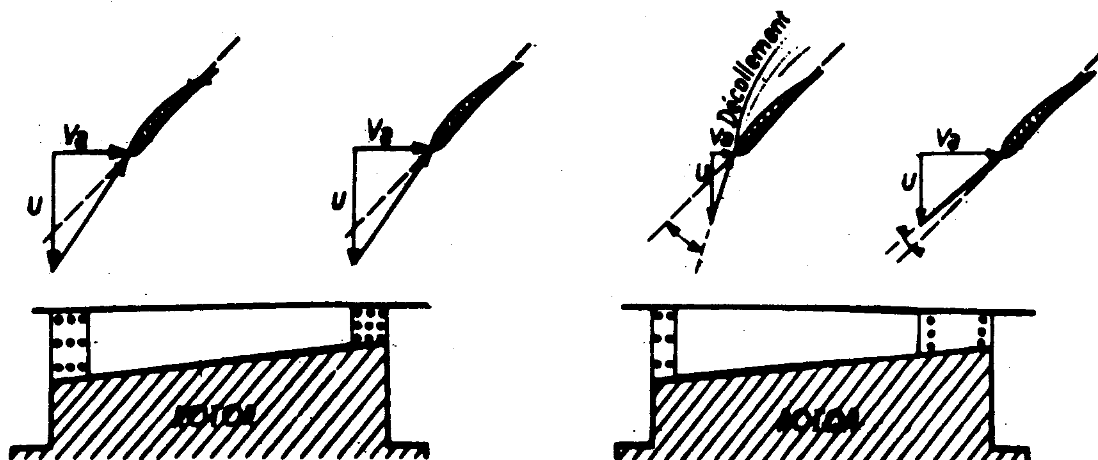
b) <u>Compresseur à double corps</u>.

L'amélioration du rendement est obtenue en augmentant le travail de compression dans les derniers étages. Le compresseur est donc scindé en 2 parties, une partie Basse Pression (BP) et une partie Haute Pression (HP), la partie HP tournant plus vite que la partie BP ; le travail des derniers étages est donc augmenté par rapport à celui qu'ils pourraient fournir dans un compresseur à un seul rotor aux faibles régimes ; en effet, la compression est faible et la conicité du compresseur est trop prononcée pour conserver le débit sans augmentation de la vitesse axiale. Si la vitesse axiale V_A augmente trop, le rapport $\frac{V_A}{u}$ augmente et l'angle d'attaque diminue : les derniers étages du compresseur gènent l'écoulement et ont tendance à travailler en turbine.



L'écoulement devient alors pulsatoire ; le débit d'air freiné dans les derniers étages diminue malgré l'augmentation de vitesse axiale à l'arrière du compresseur.

Au niveau des premiers étages où il n'y a pas de restriction, comme le débit d'air est plus faible que la normale, la vitesse V_A est également plus faible ; $\frac{V_A}{u}$ est trop petit et l'angle d'attaque trop grand.



Généralement, le système de régulation de combustible contrôle le fonctionnement du 2ème rotor compresseur seulement.

Le premier compresseur peut être considéré comme le compresseur d'alimentation et lorsque l'altitude augmente (diminution de température), il a tendance à prendre du régime. Avec une telle construction, la perte de poussée en altitude est moins rapide qu'avec un simple rotor limité en vitesse de rotation.

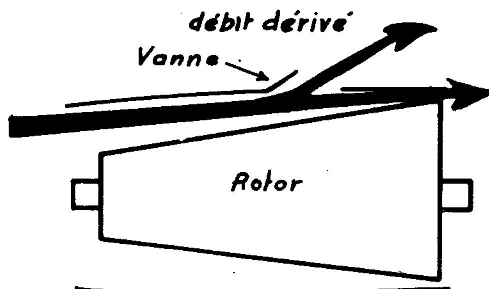
c) Tuyère à section variable.

La variation de la section de sortie permet une meilleur adaptation du circuit "compresseur - récepteur" aux différents régimes. En effet, la variation de sortie fait varier la caractéristique récepteur et permet de replacer l'ensemble dans la zone de fonctionnement stable du compresseur.

d) Vannes de décharge.

Aux faibles vitesses de rotation, comme la section de passage de l'air à l'arrière du compresseur est trop faible pour pouvoir conserver un débit normal, on ouvre des vannes de décharge qui dérivent une partie de l'air à l'extérieur.

Cet air est perdu, mais le compresseur fonctionne normalement ; il n'y a plus d'accélération de l'air aux derniers étages puisque moins d'air y circule et le débit est conservé à l'entrée puisqu'il y a plus de restriction à l'arrière.

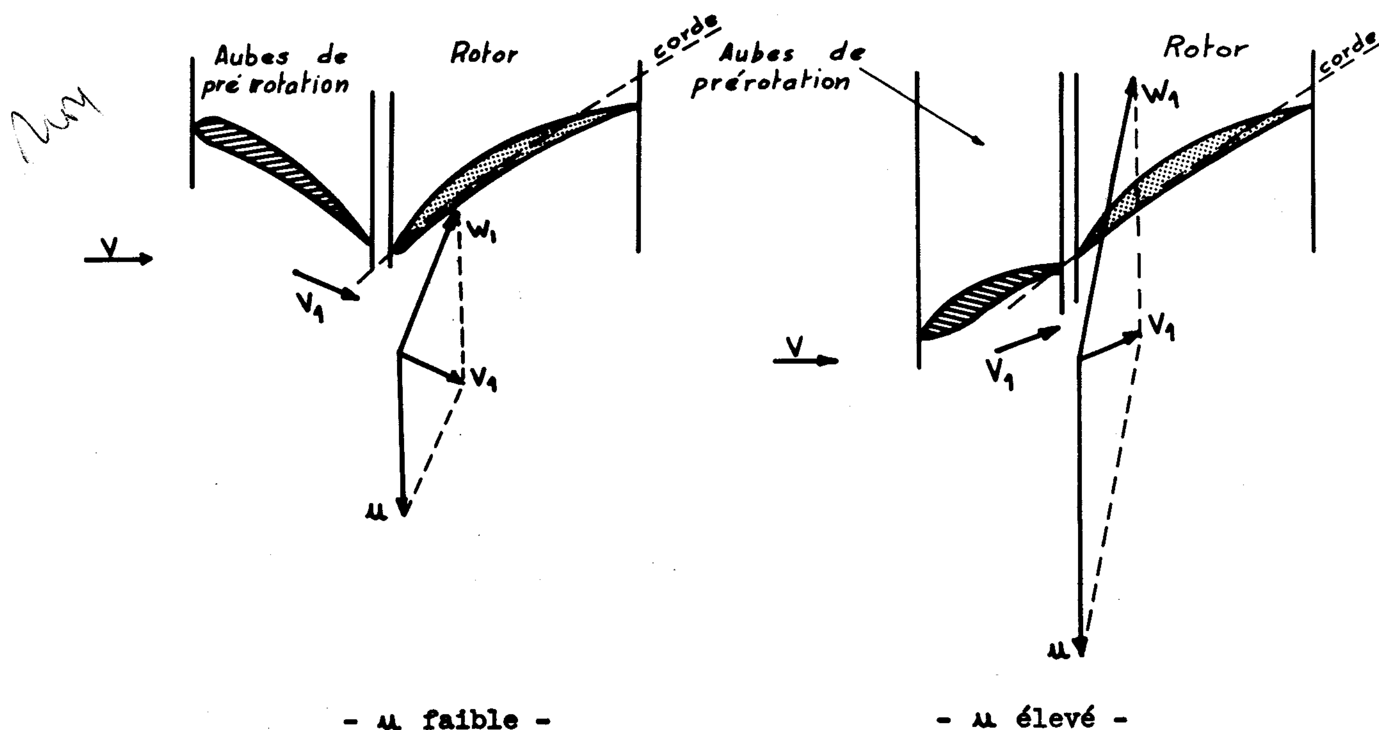


L'ouverture et la fermeture des vannes sont liées à la vitesse de rotation du compresseur par un régulateur, pour obtenir autant que possible une vitesse axiale de l'air constante.

e) Aubages de pré-rotation à incidence réglable.

Afin d'éviter le décollement des filets d'air sur les premiers étages du compresseur, certains constructeurs placent à l'entrée du compresseur des aubages de pré-rotation à incidence variable qui dirigent l'air sur les premiers étages du compresseur avec un angle convenable. Aux faibles vitesses de rotation du compresseur, les aubages de pré-rotation font tourner l'air dans le même sens que le compresseur de façon à diminuer l'angle d'attaque des aubages.

Quand la vitesse de rotation augmente, l'angle d'incidence des aubages de pré-rotation diminue et peut même devenir négatif ; dans ce cas, l'air tourne en sens opposé au sens de rotation du compresseur.



- u faible -

- u élevé -

3 - LES CHAMBRES DE COMBUSTION.

3 - 1 Généralités :

La combustion est la phase pendant laquelle l'énergie chimique du carburant est transformée en énergie thermique, d'où découlera la puissance nécessaire à l'entrainement du compresseur, des accessoires, et la puissance propulsive.

Cette combustion se fait théoriquement à pression constante ; en réalité il y a une légère baisse de pression ; la vitesse moyenne de l'écoulement est importante en raison du faible volume offert.

Les chambres de combustion doivent remplir un certain nombre de conditions :

- transformation aussi parfaite que possible de l'énergie chimique en énergie thermique,

- pertes de charge minime,

- charges thermiques élevées par unité de volume, et débit élevé par unité de section,

- combustion stable,

- facilité d'allumage et de rallumage en vol,

- possibilité de régulation (T_3 et N) par action sur le débit de carburant,

- bonne résistance aux températures élevées et aux variations de température,

- répartition homogène des températures au distributeur de turbine,

- pas de dépôts solides,

- légèreté, simplicité, encombrement réduit.

3 - 2 Réalisation de la combustion.

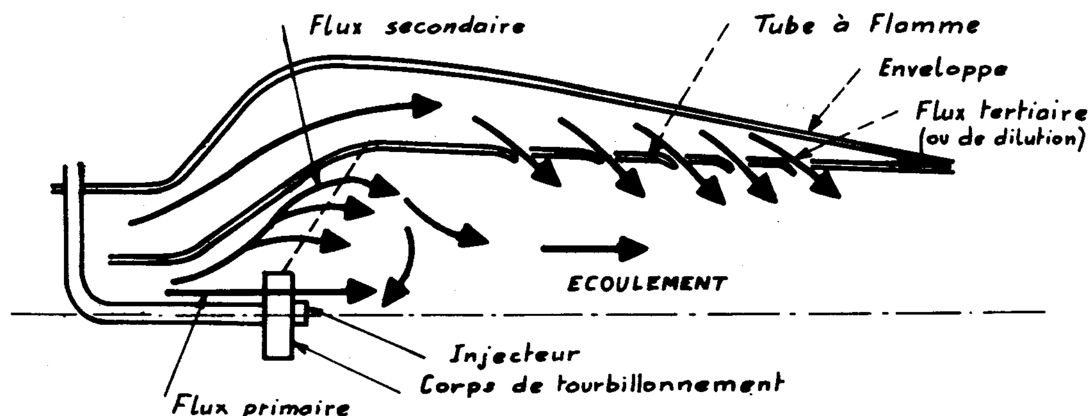
Le mélange "carburant injecté et air fourni par le compresseur" ne brûlera que dans une gamme de pourcentage compris entre 2 limites, la limite en mélange pauvre et la limite en mélange riche. En dehors de ces 2 limites, la combustion ne pourra avoir lieu.

Entre ces 2 limites existe un mélange particulier de 1g de carburant pour 14 à 15 g d'air pour lequel la quantité de chaleur dégagée est maximum et, par conséquence, la température est également maximum et atteint 1800 à 2000°C ; elle est inacceptable car la turbine et les chambres n'y résisteraient pas. Il est donc nécessaire de refroidir les gaz brûlés avant leur admission dans la turbine, et on y parvient en admettant dans la chambre une quantité d'air 4 fois supérieure environ à celle nécessitée par la combustion et ainsi ;

- on ramène la température de l'ensemble des gaz à 900/950°C environ,

- on a chauffé jusqu'à cette température l'ensemble de l'air fourni par le compresseur,

- on a protégé les parois et la chambre et limité leur température.



La figure ci-dessus représente une chambre de combustion. Elle est composée de 2 corps tubulaires concentriques : l'enveloppe et le tube à flamme.

Le flux d'air à la sortie du compresseur se divise en 3 :

a) Le flux primaire, qui se mélange immédiatement au combustible. Il en résulte une combustion en mélange riche et un dégagement important de chaleur. Ce flux passe en général dans le corps de tourbillonnement, ou accroche-flamme entourant le dispositif d'injection. La zone primaire se trouve à 1800 - 2000°C.

b) Le flux secondaire, dont le rôle est de parfaire la combustion du carburant non encore brûlé dans la zone primaire. Il a également pour rôle de créer une turbulence.

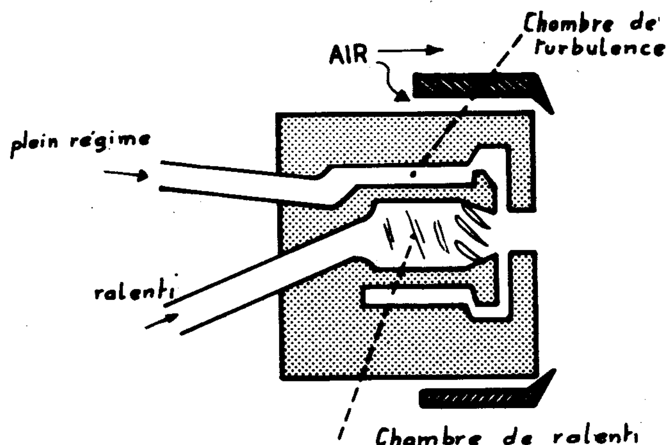
c) Le flux tertiaire, ou flux de dilution, dont le rôle est de diminuer la température des gaz de combustion.

Il pénètre dans l'intérieur du tube à flamme après le premier tiers de la chambre, et il dilue les gaz de combustion. Il refroidit également le tube à flamme.

3 - 3 Système d'injection de carburant.

Deux méthodes sont employées : l'injection directe, et l'injection avec pré-vaporisation.

3-3-1 L'injection directe : un injecteur pulvérise directement le combustible dans la chambre ; le combustible sort de l'injecteur à une vitesse de rotation très élevée par un orifice de petit diamètre. Le jet éclate alors en une pulvérisation plus ou moins fine, fonction de l'énergie cinétique des gouttelettes. Ces gouttelettes s'évaporent forment un mélange avec l'air venant du compresseur, atteignent progressivement la température minimum d'inflammation et entrent alors spontanément en réaction.



Ce réchauffage n'est possible que par rayonnement ; il faut donc que la flamme soit très chaude.

Les conditions à observer pour une bonne combustion sont :

a) Le temps : il faut laisser à la réaction chimique le temps de se produire.

Cette condition conduit à une pulvérisation très fine et à une dispersion très homogène. Mais si la vaporisation est trop rapide, il se formera localement un front de mélange trop riche et on risque alors l'extinction riche.

Si, au contraire, elle n'est pas assez rapide, la flamme ne se forme qu'à une certaine distance en aval des brûleurs et la combustion peut se poursuivre dans la turbine, d'où destruction de celle-ci.

b) La température : pour les chambres de combustion, on a intérêt à avoir des températures basses. Mais la stabilité de la flamme exige une température élevée car la combustion a besoin de beaucoup de rayonnement. Il est donc impératif d'effectuer cette combustion en 2 temps :

Combustion en mélange riche, afin d'avoir de hautes températures pour stabiliser la flamme.

Combustion en mélange pauvre pour parfaire la combustion qui n'est complète qu'en présence d'un léger excès d'air.

c) La turbulence : elle permet de disperser le combustible dans l'air et de mettre en présence les gaz frais et les gouttelettes en ignition.

Une turbulence excessive est cependant dangereuse pour la stabilité de la flamme et il est nécessaire de ménager au voisinage de l'injecteur un espace où les vitesses d'air sont faibles afin que la flamme puisse s'y stabiliser : c'est le rôle des accroche-flammes.

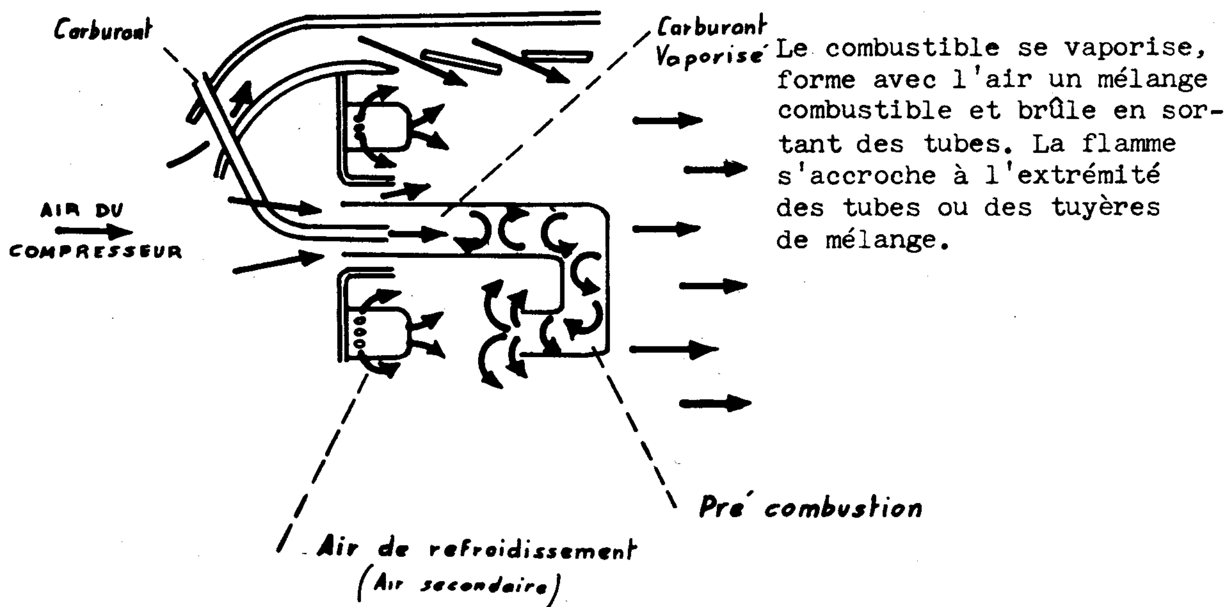
La turbulence entraine des pertes de charge élevées, caractérisées par une perte de pression totale entre l'entrée et la sortie de la chambre, d'où baisse de rendement de la chambre.

3-3-2 La pré-vaporisation.

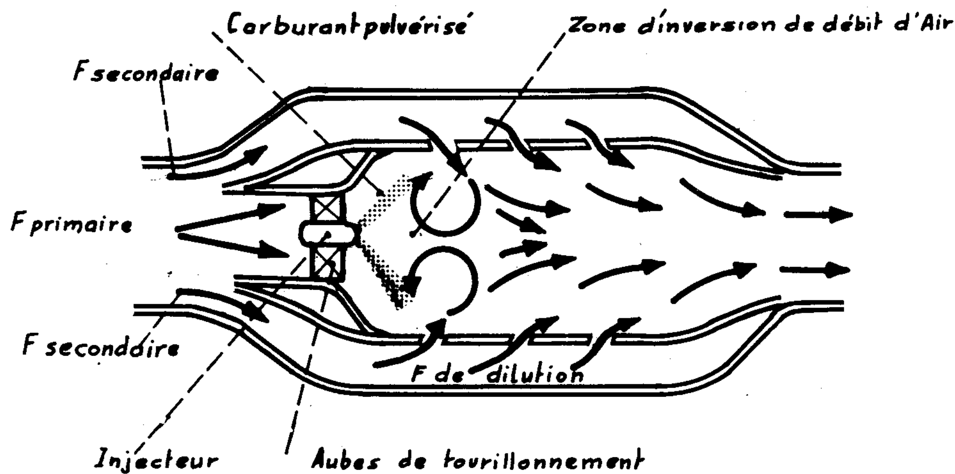
Dans certains cas, on réalise la vaporisation en amont, ou dans la chambre de combustion elle-même.

Un tube injecteur basse pression permet d'obtenir une dispersion préalable à l'intérieur d'un ou plusieurs tube de vaporisation où circule l'air chaud venant du compresseur.

Le combustible se vaporise, forme avec l'air un mélange combustible et brûle en sortant des tubes. La flamme s'accroche à l'extrémité des tubes ou des tuyères de mélange.



3 - 4 Ecoulement de l'air dans une chambre de combustion.

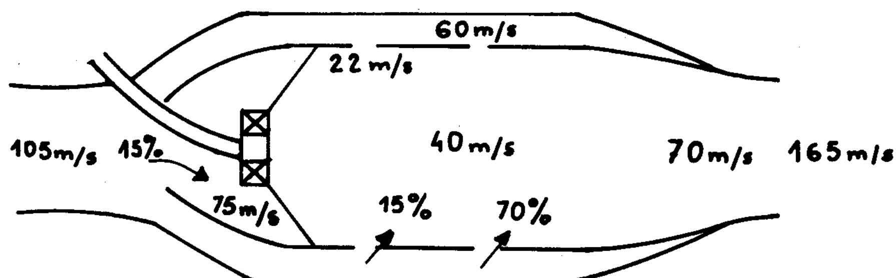


3-4-1 A l'avant du tube de flamme un cône d'admission laisse pénétrer seulement une partie de l'air refoulé par le compresseur. L'air traverse ensuite une petite grille qui lui imprime un mouvement de rotation et se trouve centrifugé dans le divergent formé par la partie avant du tube de flammes ; il en résulte une diminution de pression au centre du cône d'air ainsi formé. Le mouvement tourbillonnaire s'amortit rapidement au fur et à mesure que l'air progresse dans le divergent et l'écoulement est ramené vers le centre par la différence de pression qui règne entre la partie périphérique et la partie centrale. Ce mouvement introduit au centre de la chambre un courant de retour grâce auquel la flamme se trouve accrochée. C'est dans cette zone de forte turbulence que le carburant est injecté ; l'air admis par le cône entre en contact avec l'air secondaire qui pénètre par la première rangée de trous, le mélange de ces 2 courants entretenant la turbulence.

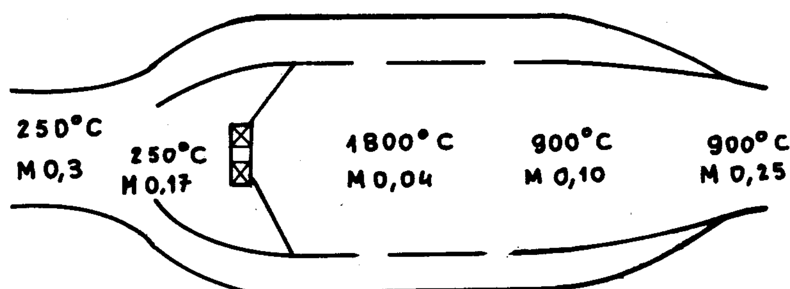
L'air secondaire pénètre par les autres trous sous forme d'air de dilution, et la combustion doit être terminée quand les gaz parviennent au niveau de ces orifices, car l'abaissement rapide de température risquerait de stopper la combustion en diminuant ainsi le rendement de la chambre.

3-4-2 Ordre de grandeur des paramètres.

a) Vitesses et débit total.

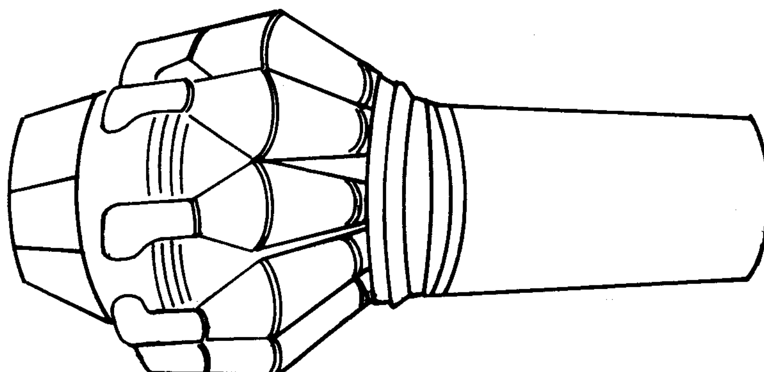


b) Températures et nombre de Mach.



3 - 5 - Différentes formes de chambres à combustion.

3-5-1 Chambres séparées, ou multiples (ROLLS ROYCE "DART")

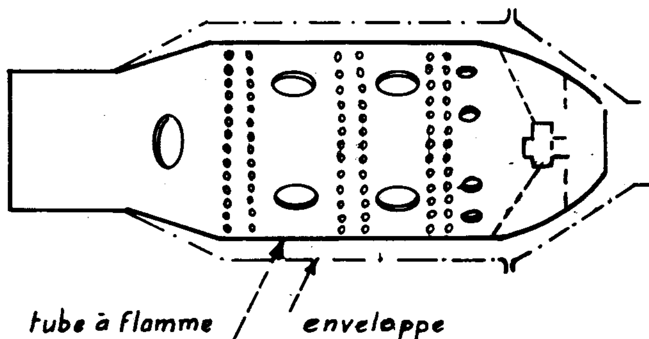


Le Rolls-Royce du Fokker F 27 est équipé de chambres séparées, réparties à la périphérie du moteur.

Ces chambres sont constituées :

- d'une enveloppe en tôle d'acier qui assure la continuité entre le carter compresseur et le distributeur de turbine.

- d'un tube à flammes, en tôle d'acier inoxydable, qui est centré sur l'injecteur à l'avant et sur l'enveloppe à l'arrière, par un montage souple.

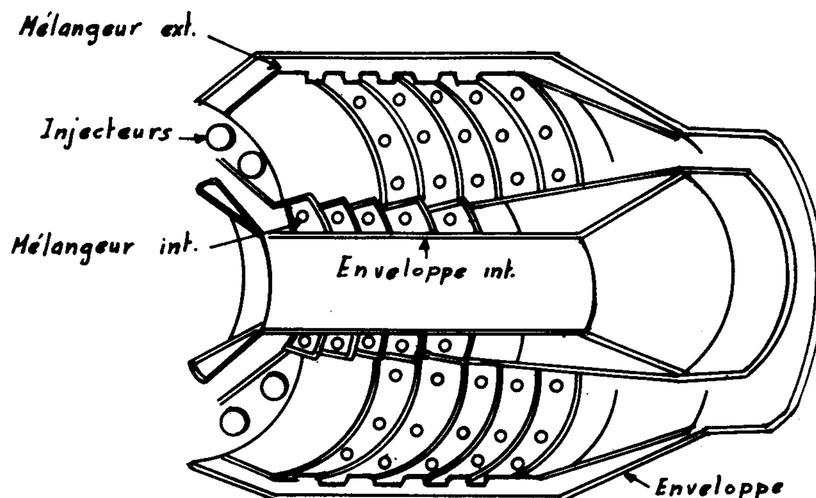


Les chambres séparées sont reliées entre elles par un tube d'intercommunication, permettant l'équilibrage des pressions et l'allumage de toutes les chambres à partir du dispositif d'allumage, généralement placé dans 2 chambres.

Les chambres "cylindriques" ont été choisies pour leur facilité de mise au point ; au début tout au moins, le fractionnement facilitait l'accessibilité et l'entretien. Par contre, elles utilisent mal le maitre couple qu'elles occupent et leur emploi n'est concevable qu'avec des compresseurs centrifuges (ce qui est le cas de R. R. DART ; on les trouve cependant aussi sur le ROLLS ROYCE AVON du SE 210 CARAVELLE).

Enfin, pour un même débit d'air, elles occupent davantage de surface, ce qui augmente le poids et les pertes par frottement.

3-5-2 Chambres annulaires.



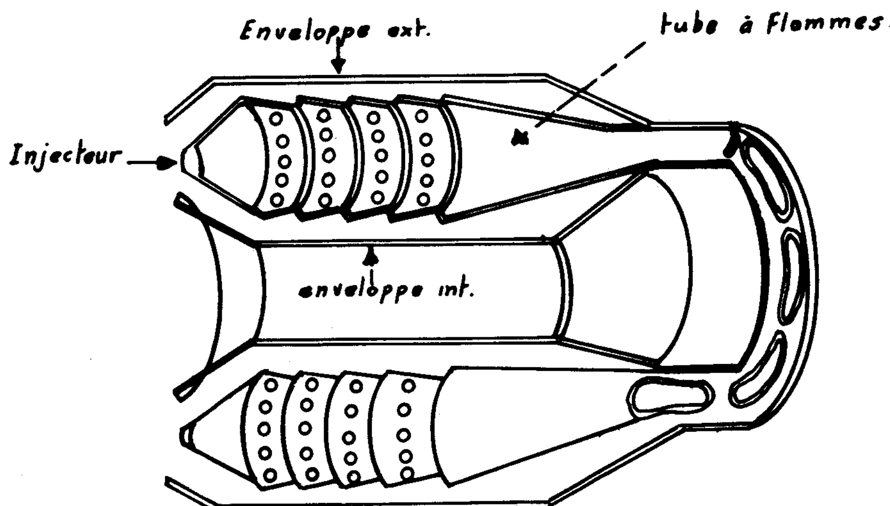
Elles sont délimitées à l'avant par le carter du diffuseur ; l'enveloppe extérieure en acier participe aussi à la structure. A l'intérieur de l'enveloppe se trouvent le mélangeur extérieur et le mélangeur intérieur; les 2 mélangeurs forment l'équivalent d'un tube à flammes d'une chambre de combustion cylindrique.

La chambre est délimitée à l'intérieur par un carter en acier qui constitue avec le carter extérieur l'équivalent de l'enveloppe d'une chambre cylindrique.

3-5-3 Chambres à combustion mixtes.

Les chambres cylindriques donnant de bons résultats, elles n'ont pas été abandonnées au profit des chambres annulaires.

Une solution de compromis a donc été adoptée dans laquelle les tubes à flamme cylindriques sont enfermés entre 2 enveloppes annulaires pour constituer une chambre mixte.

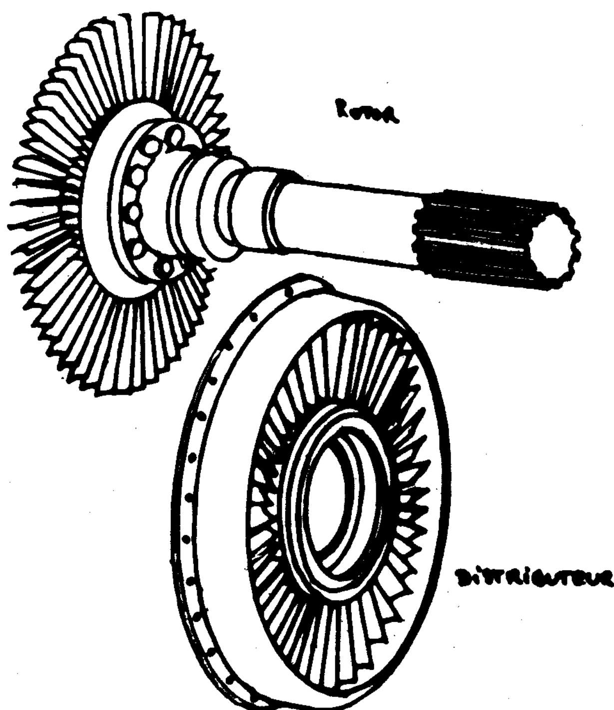


4 - LA TURBINE AXIALE.

La turbine assure l'entraînement du compresseur et des servitudes en prélevant de l'énergie sur les gaz de combustion. Comme dans les compresseurs axiaux, l'écoulement de l'air s'effectue dans une direction parallèle à l'axe de la machine.

La pression des gaz diminuant dans le sens de l'écoulement, les phénomènes aérodynamiques ont beaucoup moins d'importance que dans les compresseurs.

Pour réaliser cette détente, l'étage d'une turbine est constituer par :

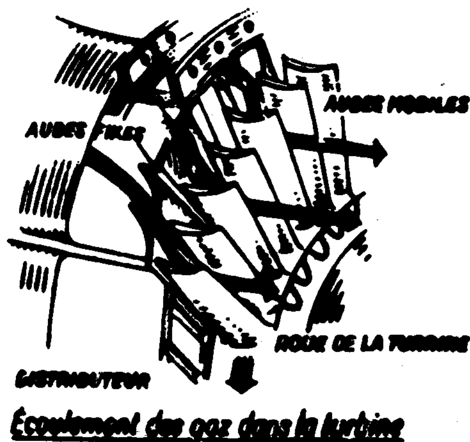


- une grille d'aubes fixes, ou distributeur. Ces aubages vont constituer un convergent dans lequel la vitesse des gaz va augmenter et leur pression diminuer.
- une grille d'aubes mobiles montée sur le disque de la turbine. Les gaz ayant acquis de la vitesse dans le distributeur vont entraîner la roue par vitesse (action aérodynamique sur les ailettes) et par leur détente à l'intérieur des aubages.

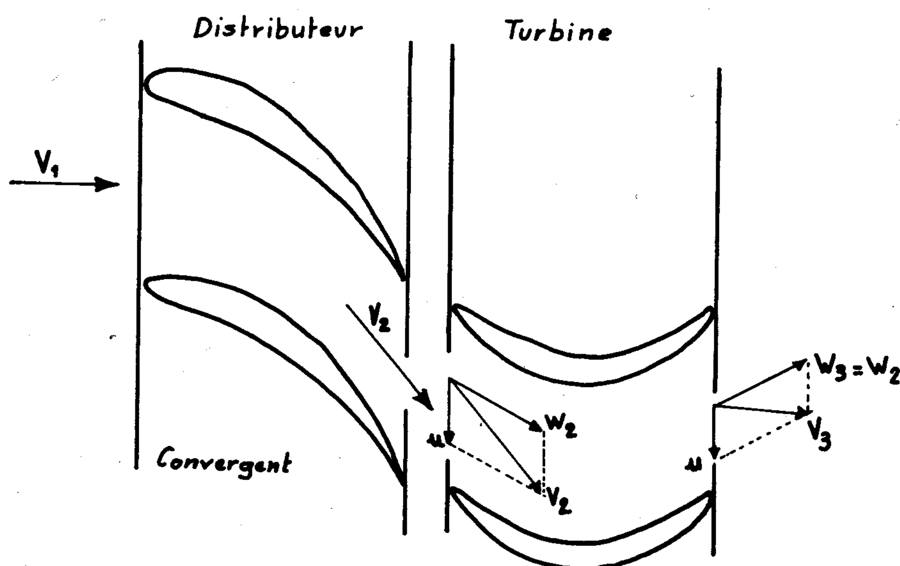
Suivant les cas, on distingue les turbines à action et les turbines à réaction.

4 - 1 Turbines à action.

Toute la détente s'effectue dans la grille d'aubes fixes; les aubes mobiles transforment l'énergie cinétique des gaz en énergie mécanique.



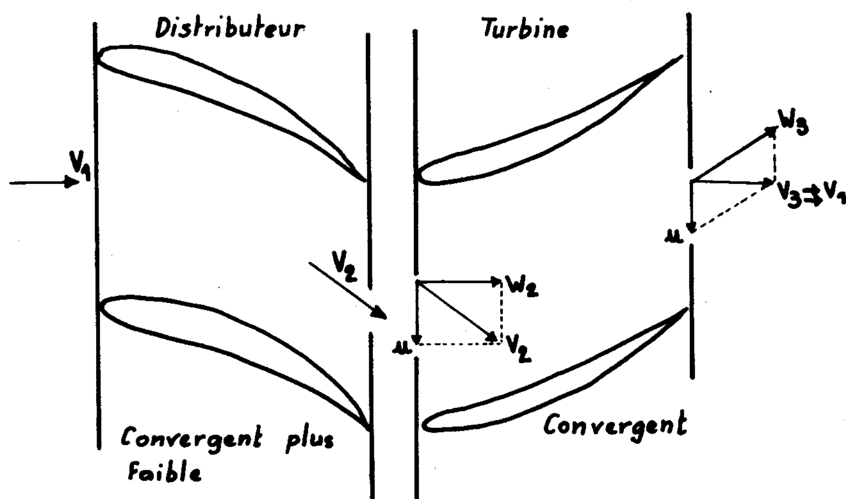
Écoulement des gaz dans la turbine



La détente se faisant uniquement dans le distributeur, il n'y aura pas de variation de vitesse dans la roue ; la grille d'aubes mobiles dévie la vitesse relative W_2 de telle sorte que :

$$|\vec{W}_2| = |\vec{W}_3|$$

4.2. Turbine à réaction



Dans la turbine à réaction, la détente des gaz n'est pas complète dans le distributeur ; la convergence des canaux du distributeur est plus faible que dans le cas d'une turbine à action ; elle se poursuit dans la roue de la turbine. De ce fait, à la sortie du distributeur, la vitesse est plus faible et la pression plus forte que dans une turbine à action.

4 - 3 Comparaison entre les 2 types de turbine.

Dans une turbine à action, du fait que la détente se fait entièrement dans le distributeur, la température des gaz est relativement faible sur les aubes mobiles. Mais la vitesse des gaz V_2 à la sortie du distributeur est nettement plus élevée que celle d'une turbine à réaction, ce qui augmente les chocs, les frottements, les décollements et risque de faire intervenir des phénomènes soniques locaux ; il en résulte des risques de pompage.

Dans une turbine à réaction, la température est plus élevée sur les aubes mobiles mais la vitesse V_2 est plus faible.

4 - 4 Turbines à étages multiples.

La puissance fournie par un étage est $W = 2\ q.\ u^2$. On est limité à 250 m/s pour u par suite de considération de résistance mécanique et, si on veut avoir des puissances élevées, il faut recourir à des turbines à étages multiples.

Il peut y avoir alors des turbines où la détente est fractionnée entre les étages (turbines à étages de pression), et celles où la détente est totale dans le premier aubage fixe (turbines à étages de vitesse).

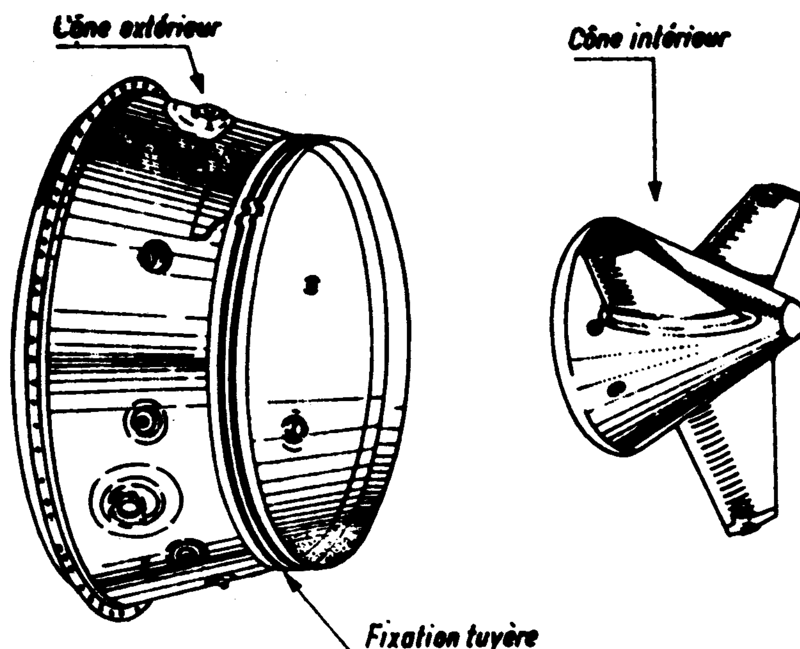
4 - 5 - Turbines à aubes longues.

Les réacteurs étant conçus pour des débits d'air considérables, il faut utiliser des ailettes de hauteur assez grande. Mais la vitesse périphérique varie alors avec le rayon, l'ailette ne pourra plus être à profil constant et on ne peut plus alors parler d'action ou de réaction.

5 - CANAL D'EJECTION.

5 - 1 A la sortie de la turbine, les gaz sont encore à une pression supérieure à la pression atmosphérique ; c'est dans le canal d'éjection qu'à lieu la détente utile à la propulsion.

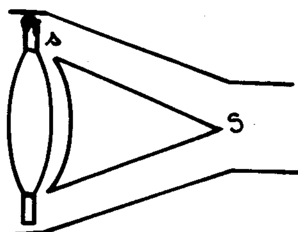
Il se compose habituellement d'un raccordement, d'une rallonge et d'une tuyère.



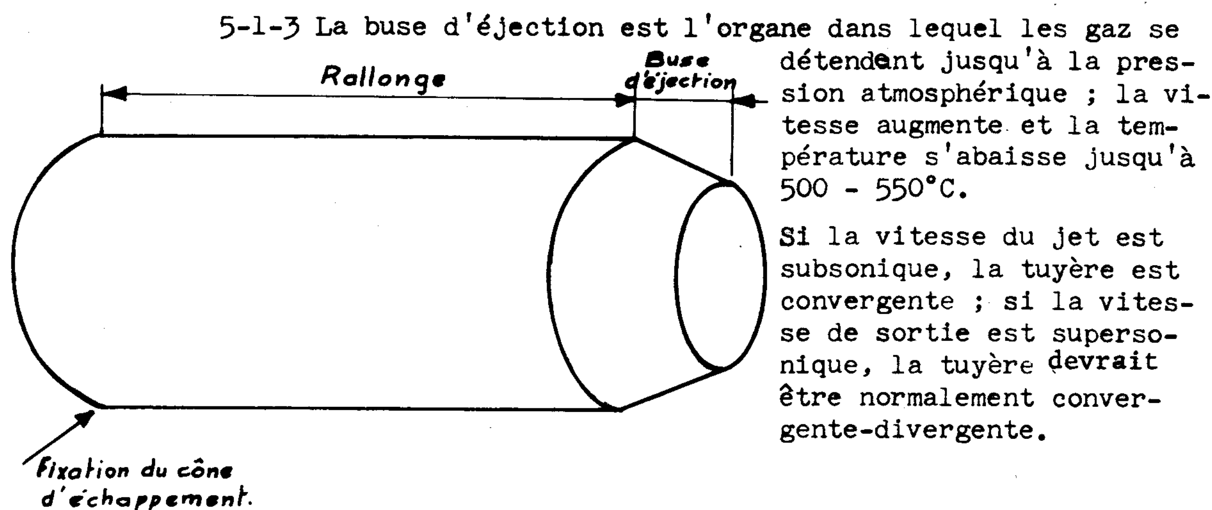
5-1-1 Le raccordement est généralement constitué par un tronc de cône extérieur qui enveloppe la turbine, et par un cône intérieur dont la base à le même diamètre que le disque de la turbine, dont il forme un carènage ; il permet en outre de maintenir à l'arrière du disque de la turbine une pression d'air sensiblement égale à celle qui règne à l'avant, éliminant ainsi les efforts axiaux.

Comme $S > s$ il y a ralentissement du fluide avec augmentation de pression, donc une certaine diminution des pertes de charge.

5-1-2 La rallonge est constituée par un cylindre de longueur telle que la tuyère d'éjection se trouve à la place voulue. C'est en général dans cette rallonge que sont placés les thermocouples.



5-1-3 La buse d'éjection est l'organe dans lequel les gaz se détendent jusqu'à la pression atmosphérique ; la vitesse augmente et la température s'abaisse jusqu'à 500 - 550°C.



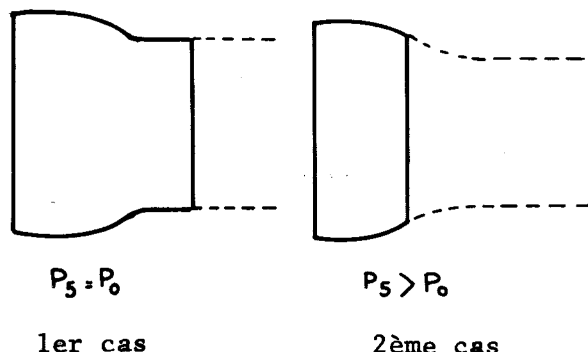
Si la vitesse du jet est subsonique, la tuyère est convergente ; si la vitesse de sortie est supersonique, la tuyère devrait être normalement convergente-divergente.

Le canal d'éjection doit être calorifugé ; il est en général à double paroi avec interposition du matériel thermo-protecteur ; il peut être aussi refroidi par circulation d'air.

5 - 2 Différents types de tuyères.

On distingue les tuyères à section de sortie fixe et celles à section de sortie variable.

5-2-1 Sortie fixe : La buse est alors un simple convergent. Le comportement de la tuyère est déterminé par la pression P_5 dans la section de sortie.



1er cas 2ème cas

Dans le premier cas, la détente est terminée à la sortie de la tuyère ; dans le 2ème cas, elle se termine après la sortie.

Si le réacteur tourne à plein régime ou si, tournant à une vitesse plus faible, il est animé d'une vitesse de translation élevée, le comportement de la tuyère est différent. A la sortie on obtient la vitesse du son et la détente se poursuit à l'extérieur par un système d'ondes de choc. On a donc intérêt à réaliser un divergent qui fait suite au convergent.

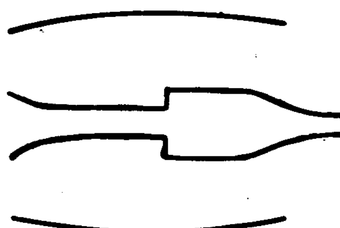
Il faut aussi signaler que sur certaines tuyères à section constante on peut monter des corps profilés dans la partie arrière et régler ainsi les paramètres du réacteur.

5-2-2 <u>Sortie variable</u> : la sortie variable permet :

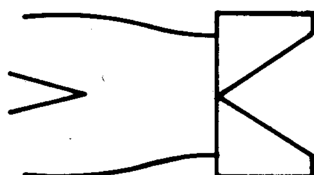
- de faire varier la répartition de l'énergie des gaz sur la turbine et dans la buse, et par conséquent,

- de faire varier la vitesse de rotation du moteur et la température T_4 en sens inverse sans modification du débit de combustible.

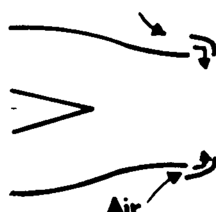
Les différents types comprennent :



- la tuyère à aiguille, la variation de section étant obtenue par déplacement d'un corps central,



- la tuyère à volets ou à paupières, la section de sortie étant modifiée par l'ouverture ou la fermeture de 2 volets.



- la tuyère à striction, où la veine est étranglée par un jet d'air comprimé prélevé sur le débit du compresseur dans une proportion de 2 à 3 %.

5-2-3 <u>Tuyère à inversion de jet.</u>

Le déviateur de jet joue le même rôle que l'inversion de pas sur un avion à moteurs classiques ; diminution des longueurs d'atterrissage avec possibilité de reprise instantanée, effet de freinage, augmentation de la manoeuvrabilité, augmentation de la facilité de certaines évolutions.

Le jet peut être simplement dévié ; ou même retourné sur l'avant.

6 - DISPOSITIFS D'ACCROISSEMENT DE POUSSEE.

Pour l'amélioration des performances et, en particulier, pour les raisons ci-après :

- insuffisance de puissance au décollage,

- incompatibilité entre puissance aussi faible que possible dans certaines configurations et nécessité d'obtenir brutalement la puissance maximum.

Ce dispositif ne doit pas altérer le rendement du réacteur, quand il n'est pas en service. Il ne doit pas modifier les charges thermique et mécanique du réacteur quand il fonctionne. Il en résulte que la température à l'entrée de la turbine doit rester la même.

Il faut donc :

- soit fournir de l'énergie thermique supplémentaire en aval de la turbine : c'est la post-combustion,

- soit augmenter l'énergie fournie par les chambres de combustion en limitant l'élévation de température due à la compression : c'est l'injection de liquide.

6 - 1 L'injection de liquide.

Elle se fait généralement à l'entrée du compresseur, sous forme de brouillard finement pulvérisé. La vaporisation, et l'absorption de chaleur qui en résulte, tend à rendre la compression isothermique.

La température T_2 de fin de compression étant plus faible, on peut brûler plus de combustible pour une même température T_3 et l'énergie totale du cycle se trouve accrue.

On a adopté pour les réacteurs un mélange 60 % eau + 40 % méthanol + un inhibiteur de corrosion car le mélange au-dessus de 55 % de méthanol est corrosif ; mais on ne peut dépasser la proportion de 40 % sans avoir des inflammations spontanées dans les circuits secondaires des chambres de combustion et dans les circuits de refroidissement qui se produisent au-dessus de 50 % de méthanol.

Les masses de liquide à injecter sont considérables aussi limite t-on l'emploi de l'injection au décollage.

Enfin, il faut tenir compte de l'influence sur les circuits de climatisation et de pressurisation, alimentés en général par prélèvement d'air sur le compresseur.

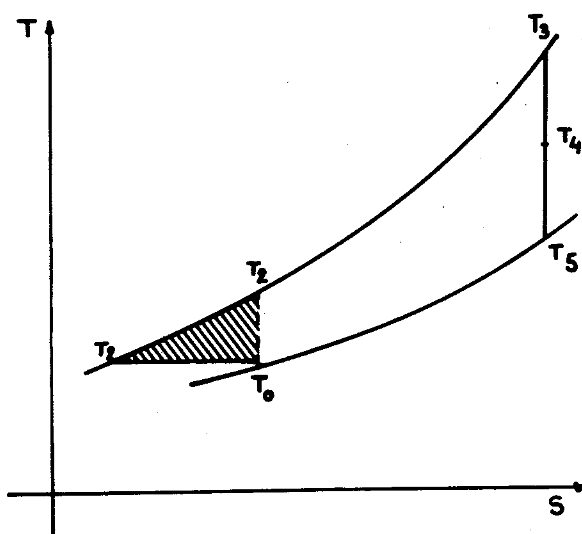
6 - 2 La post-combustion.

Elle consiste à céder de l'énergie thermique au fluide gazeux dans le canal d'éjection par combustion du carburant ; le canal d'éjection se comporte alors comme un stato réacteur alimenté en air comprimé et chaud, appauvri environ du quart de son oxygène et contenant les produits de la première combustion.

Du fait que cette partie du réacteur n'a aucune pièce en mouvement, on peut avoir une température de combustion élevée (1500 à 1800°C).

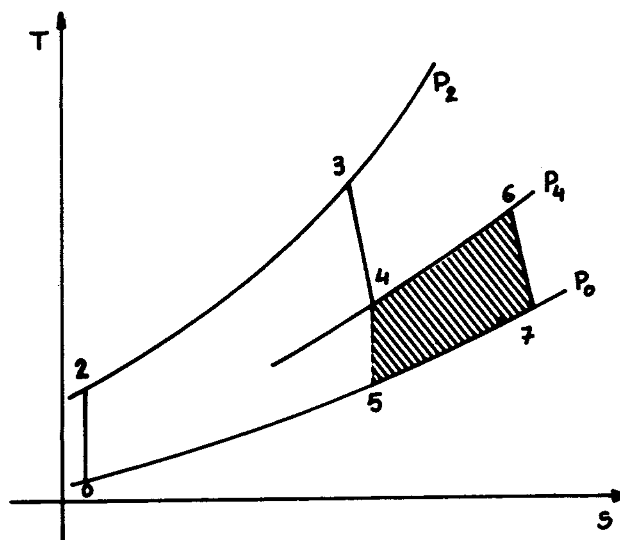
Le fonctionnement en est réglé par un régulateur qui maintient constantes la température et la pression des gaz à la sortie de la turbine.

Il faut noter que le réacteur doit obligatoirement être équipé d'une buse à section variable ; en effet P_4 devant conserver la même valeur après l'allumage de la post combustion, la buse de sortie doit évacuer un plus grand volume de gaz sous une différence de pression constante entre l'amont et l'aval.



Injection

T_2 devient T'_2 ; la compression devient isothermique.



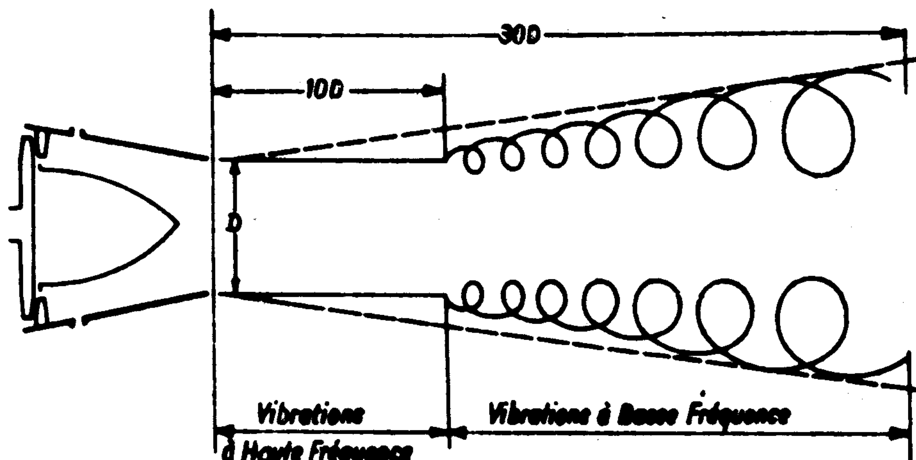
Post combustion

Fonctionne suivant un cycle à pression constante, limité par l'isobare P_4 de sortie de turbine et l'isobare P_0 du milieu ambiant.

Le travail utile est fonction de l'aire 4.5.6.7.

7 - LES ATTENUATEURS DE BRUIT.

Le bruit émis par les turbo réacteurs pendant le décollage et la montée est considérable.



L'admission de l'air et les vibrations du moteur en constituent une source, mais celui engendré par l'éjection des gaz est d'une puissance bien plus considérable.

La pénétration dans l'atmosphère calme du jet gazeux à grande vitesse provoque des turbulences qui sont cause de bruit.

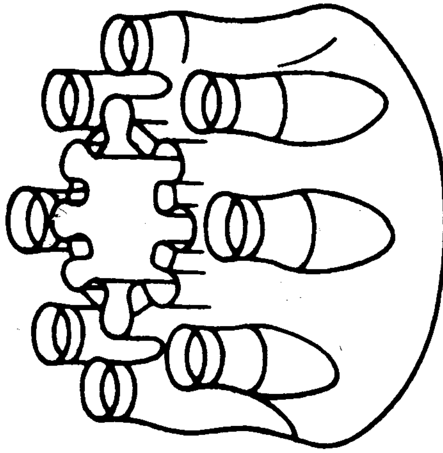
- à la sortie de la buse et sur une distance de 10 D, les gaz sont animés d'une grande vitesse et il y a peu de mélange avec l'atmosphère ; les remous sont rapides mais de faibles amplitudes et il en résulte un bruit haute fréquence.

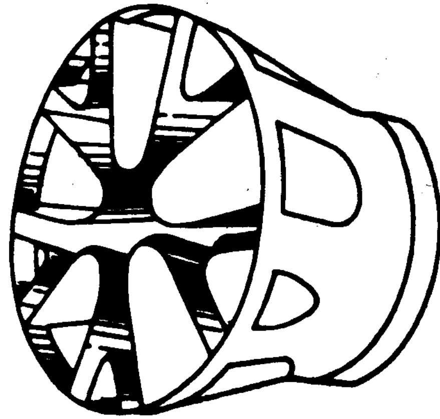
- la vitesse diminue ensuite et la dilution avec l'air atmosphérique augmente ; l'amplitude des turbulences s'accentue et le bruit engendré a des fréquences de plus en plus basses.

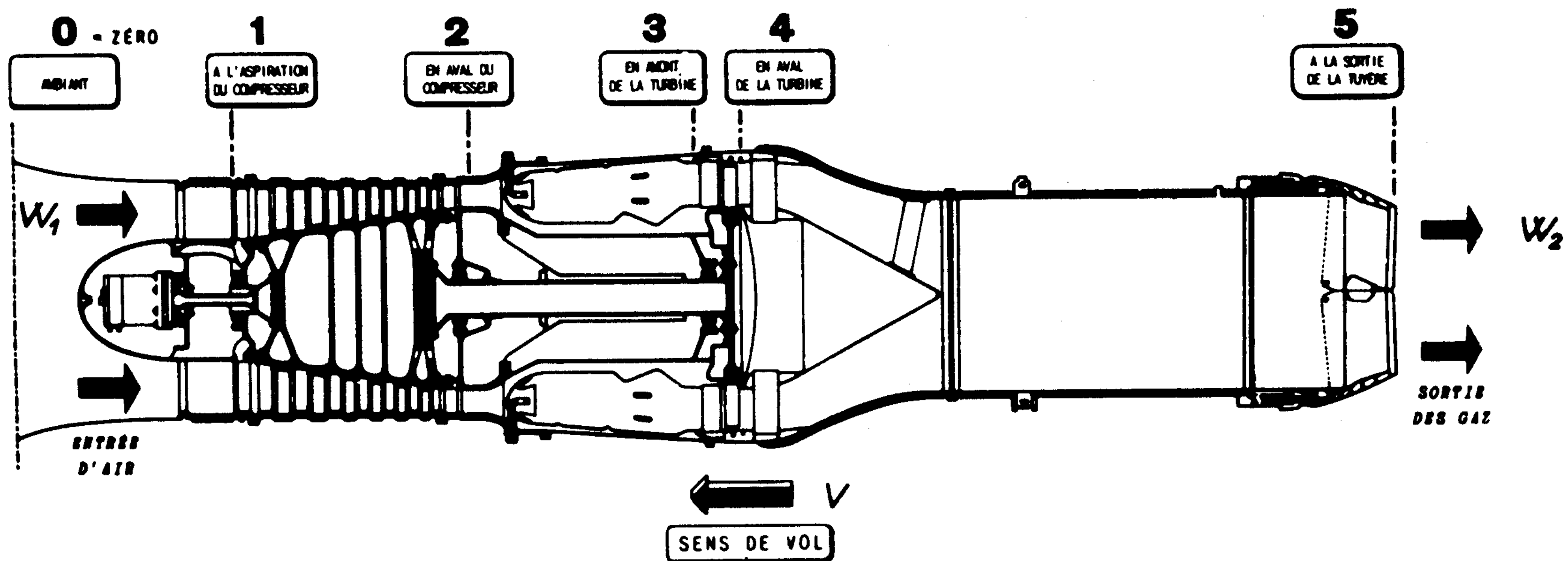
Suivant les fréquences, le bruit se propage plus ou moins loin, les fréquences basses allant le plus loin.

Pour réduire le bruit, il est préférable de favoriser la dilution lorsque le gaz est animé d'une grande vitesse au détriment de la dilution à basse vitesse ; il faut pour cela augmenter le plus possible la surface de contact entre les gaz éjectés et l'air ambiant ; on déforme ou on divise le jet par des buses à lobes ou par des tuyaux d'orgue.

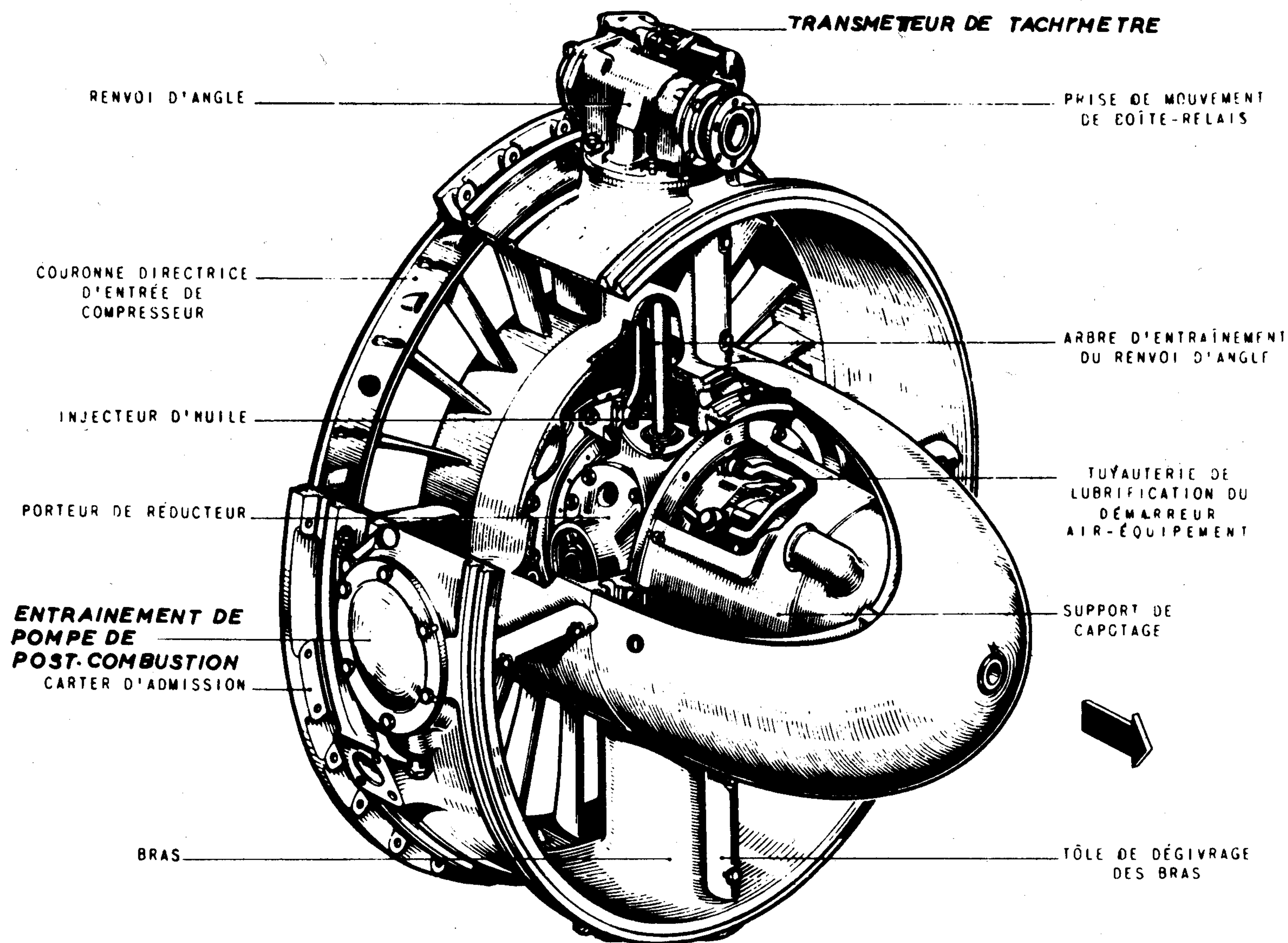
Il en résulte une diminution de la poussée et une augmentation de poids.



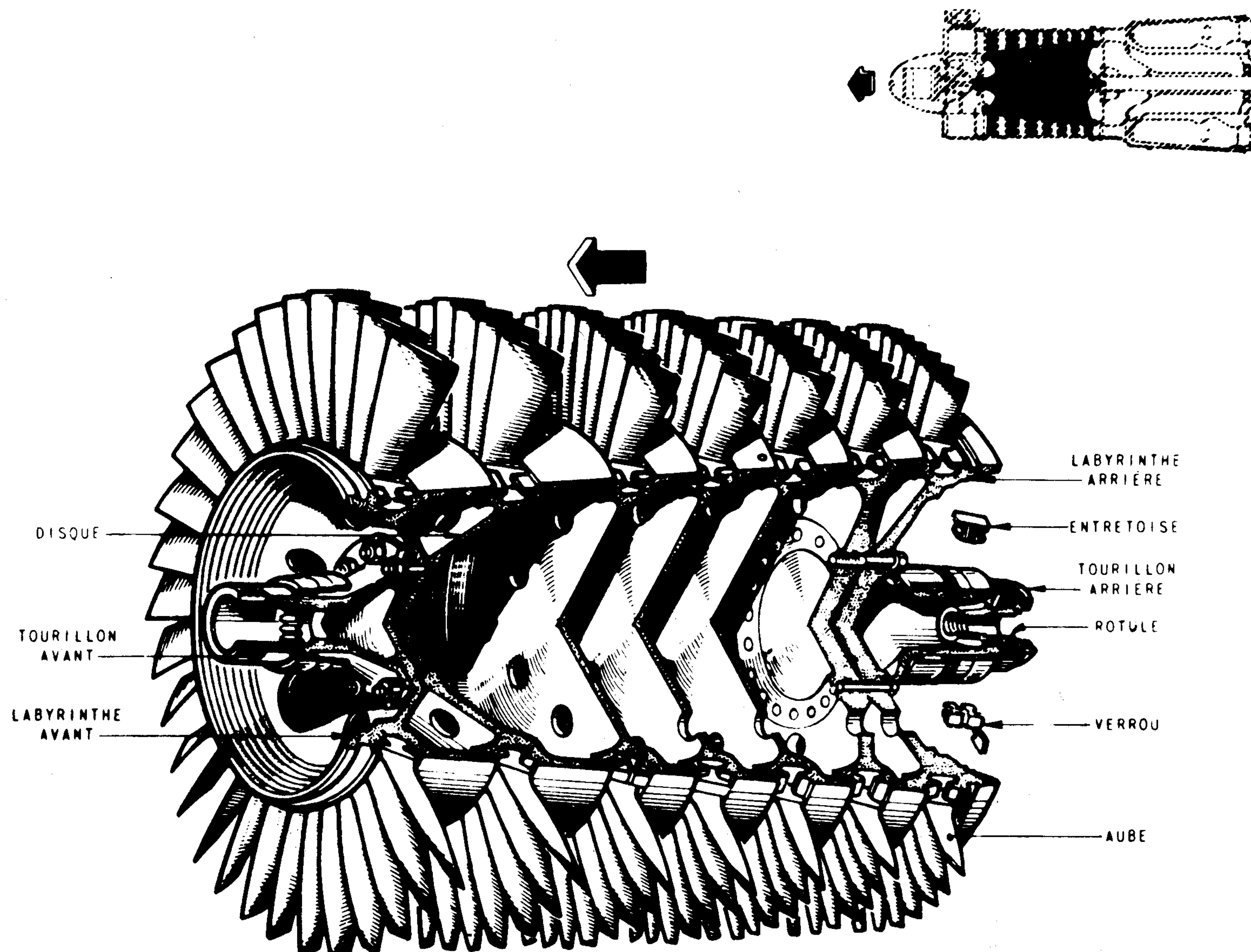




Groupe Turbo. Réacteur
NOTATION

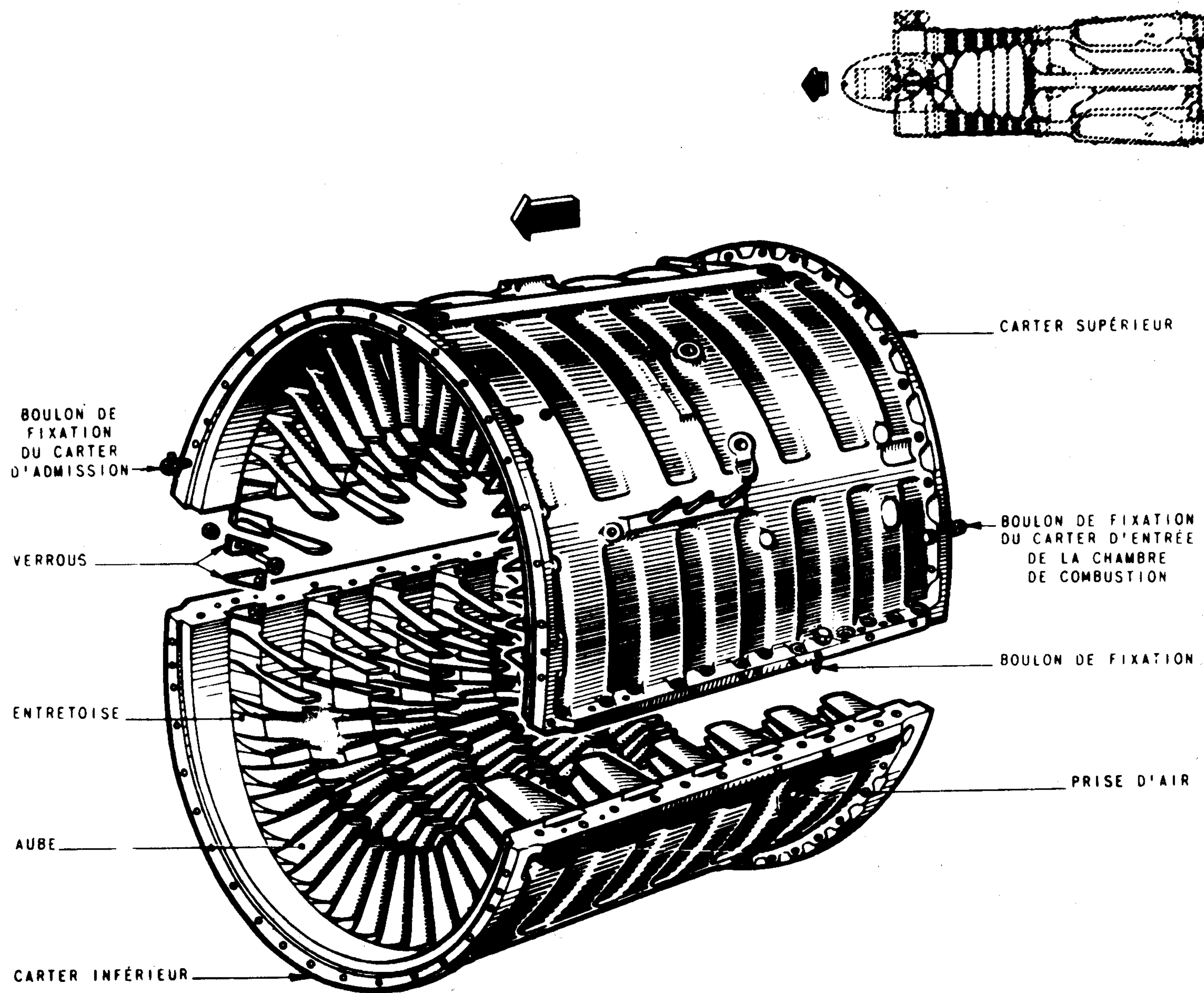


CARTER D'ADMISSION

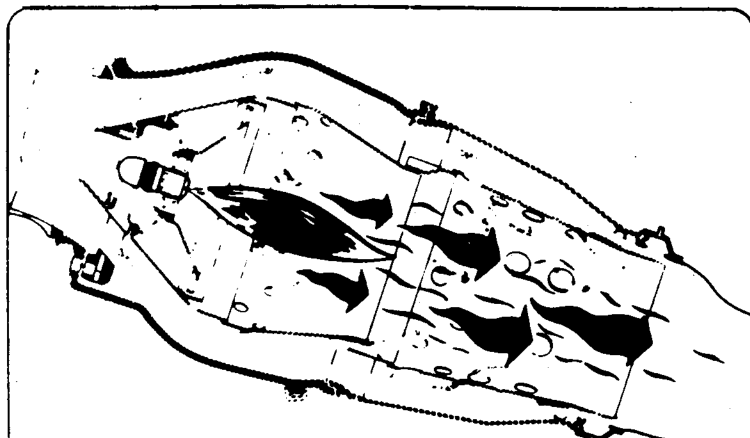


NOTA : *REMARQUER L'ASSEMBLAGE ET LE VERROUILLAGE DES AUBES_*
*LES PLUS RÉCENTS MODÈLES DE SÉRIE "101E" COMPORTENT UN ÉTAGE SUPPLÉMENTAIRE EN ACIER DISPOSÉ A L'AVANT_*

ROTOR DE COMPRESSEUR



CARTER DE COMPRESSEUR



ÉCOULEMENT DES GAZ

JOINT SEGMENT

ENVELOPPE EXTÉRIEURE

JOINT ANNULAIRE

TUBE A FLAMME

CALOTTE

DÉFLECTEUR

DIFFUSEUR

GRILLE

BRULEUR

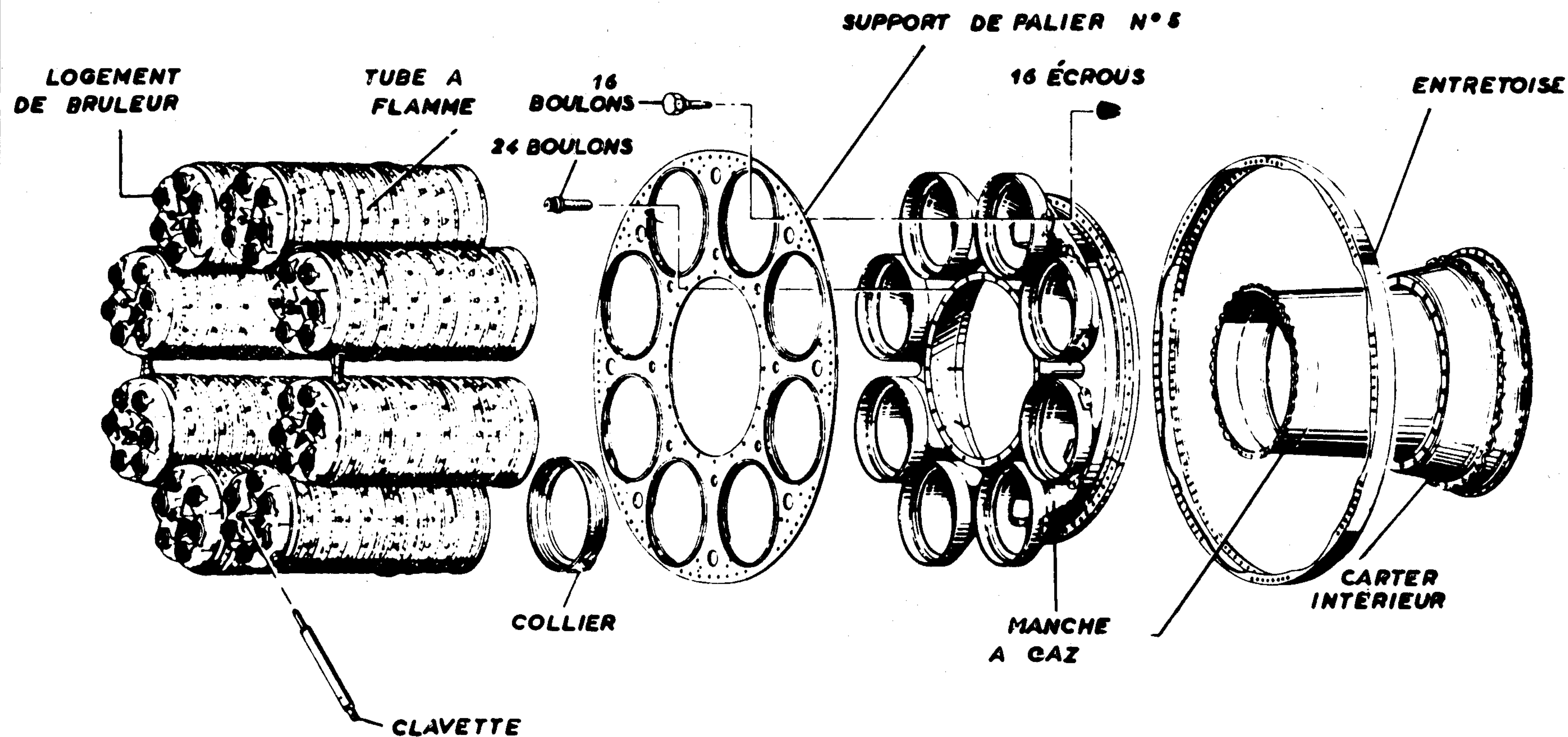
BUSE D'ENTRÉE D'AIR

CHAMBRE D'EXPANSION

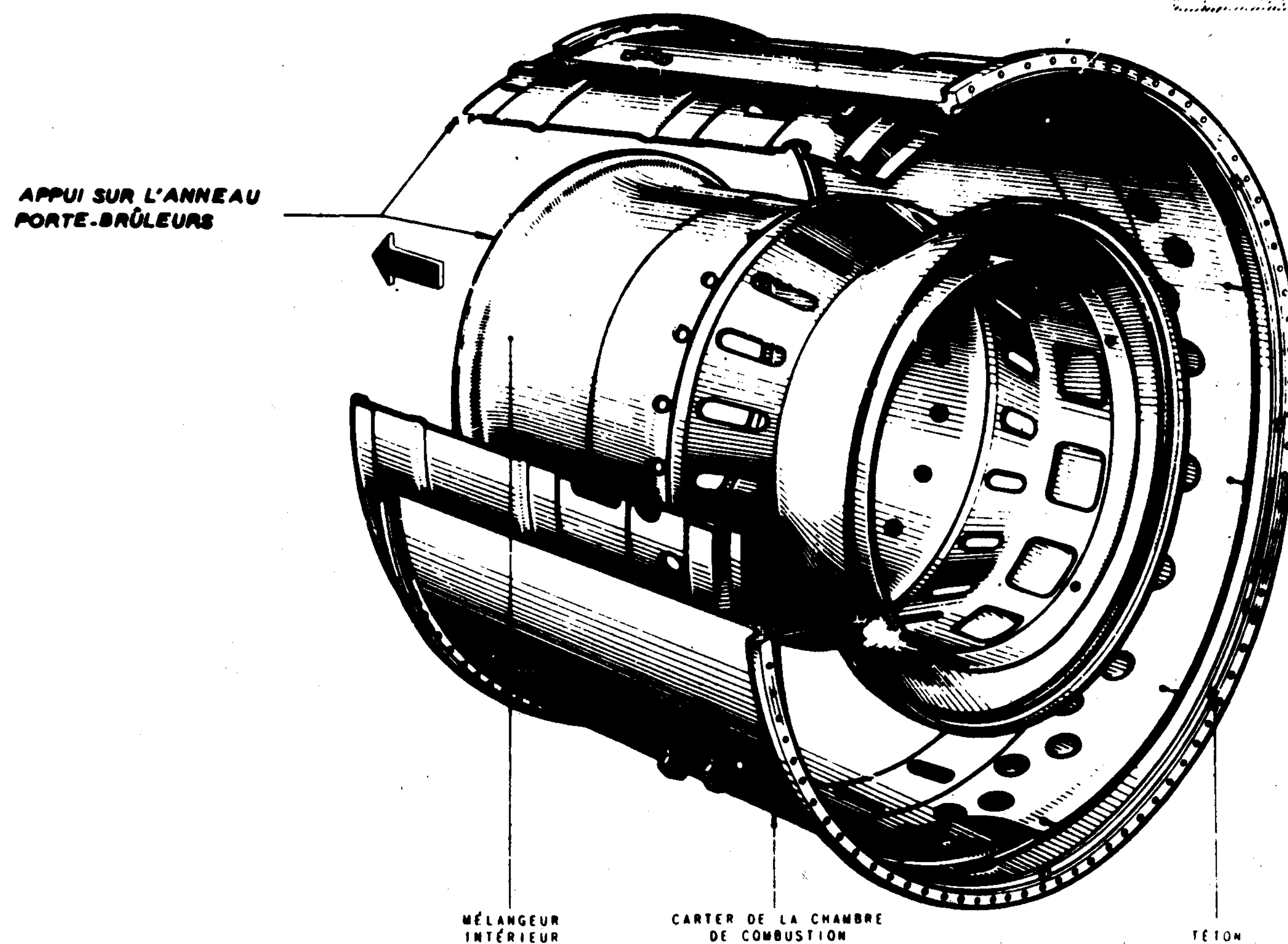
CADRE PROFILÉ DE LA CLOISON PARE-FEU

CHAMBRES DE COMBUSTION

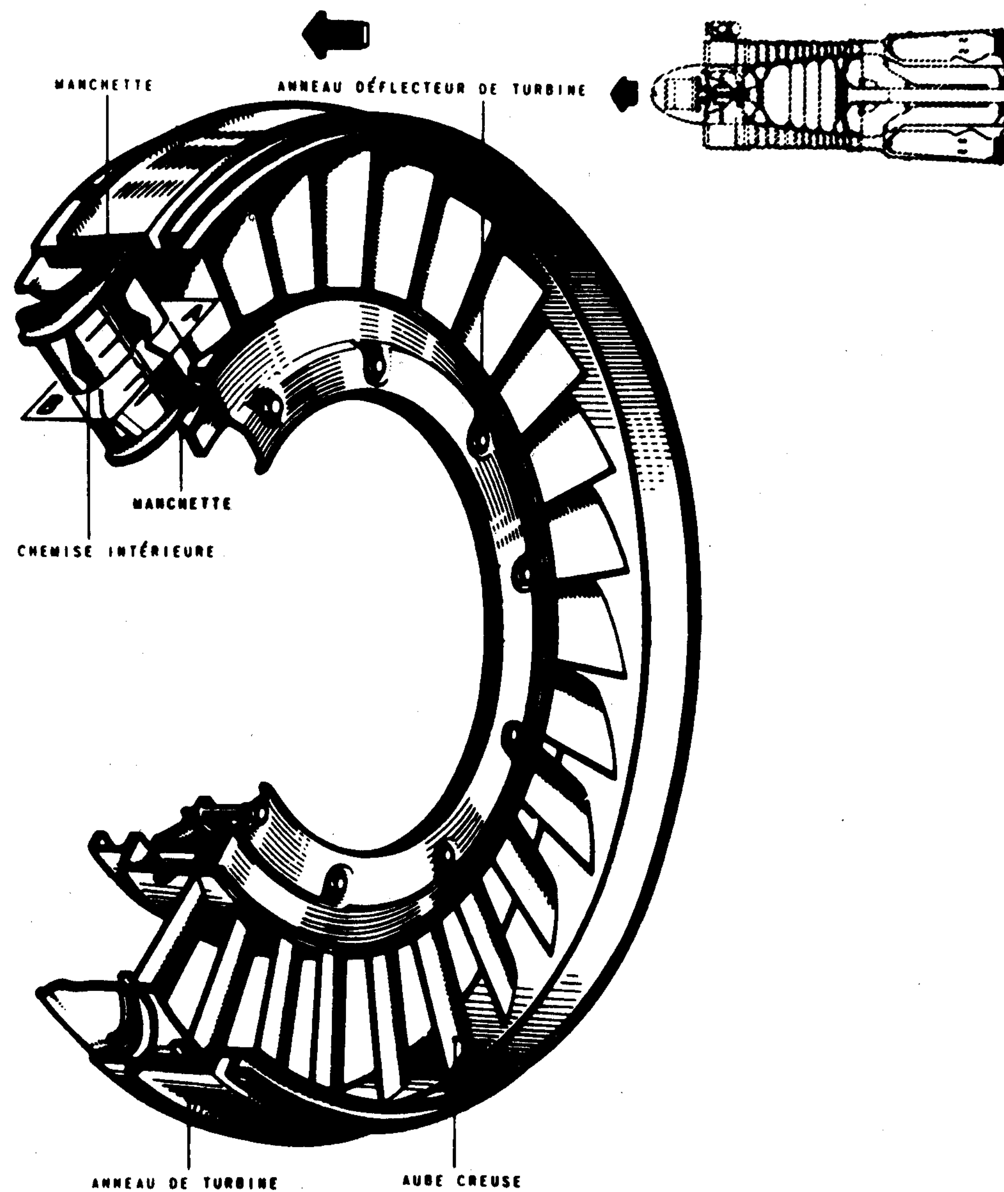
B . 707



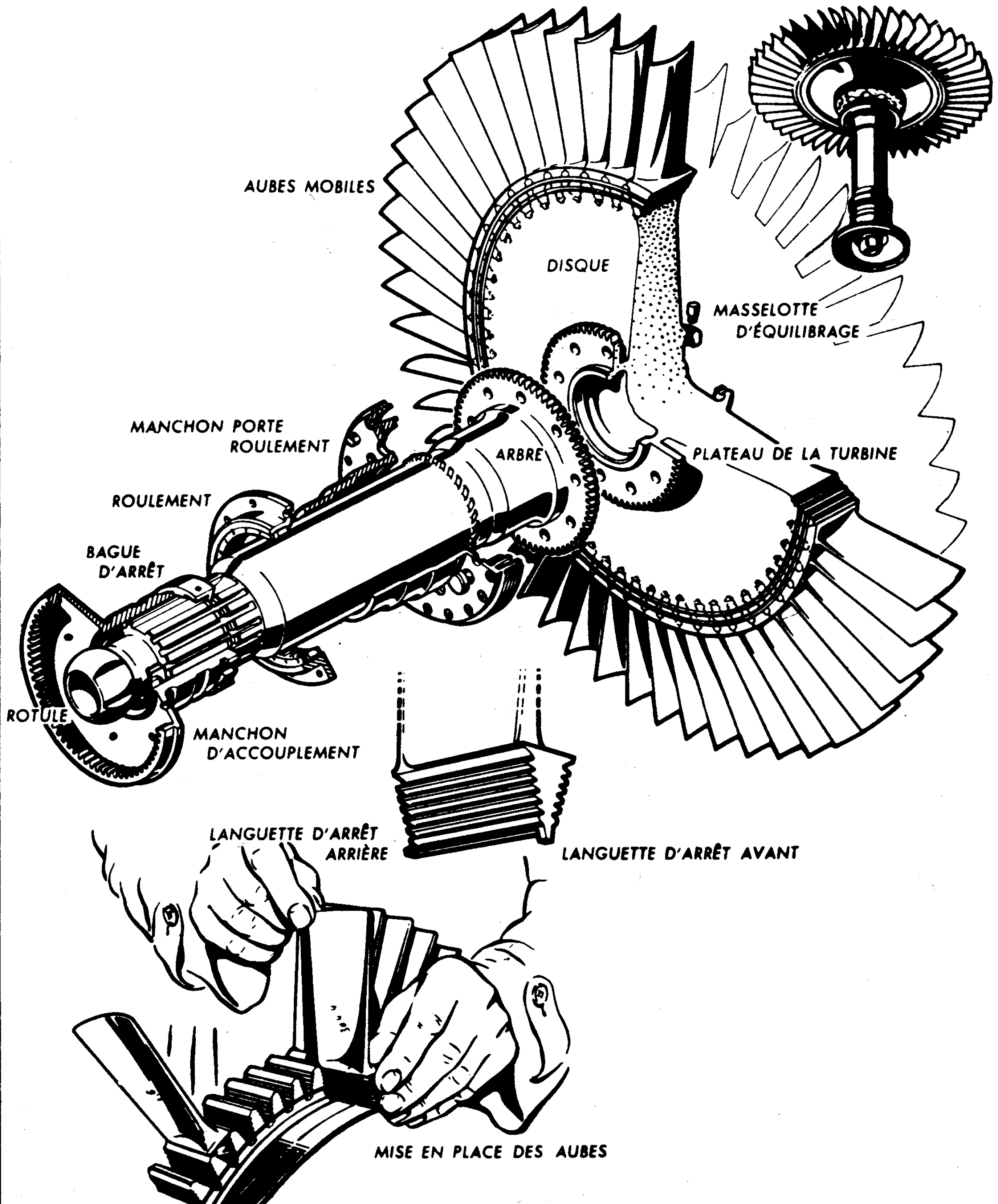
_ *Technologie du G.T.R.* _
_ *Fig. 10* _ CHAMBRE à COMBUSTION _



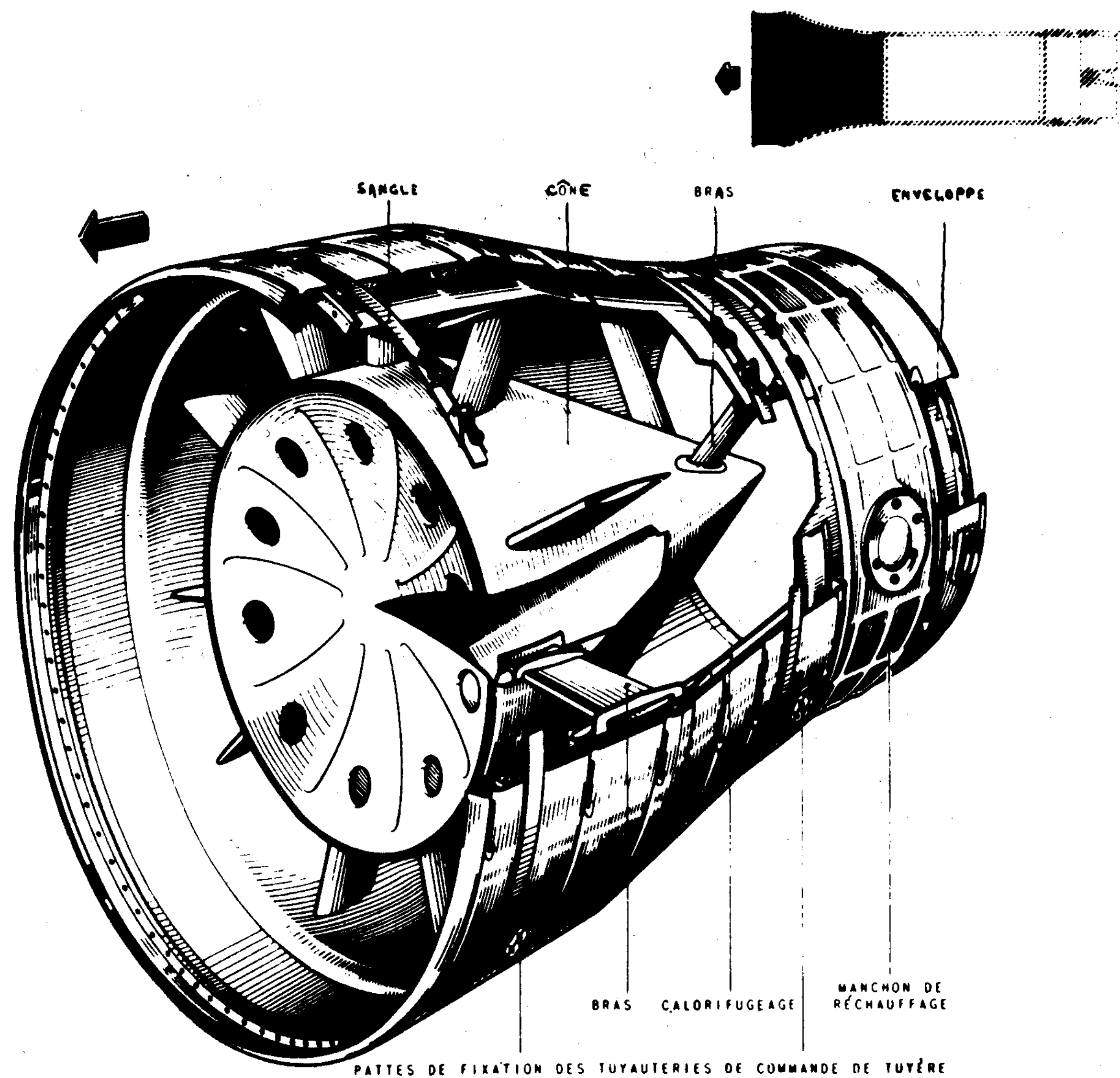
CHAMBRE DE COMBUSTION ANNULAIRE



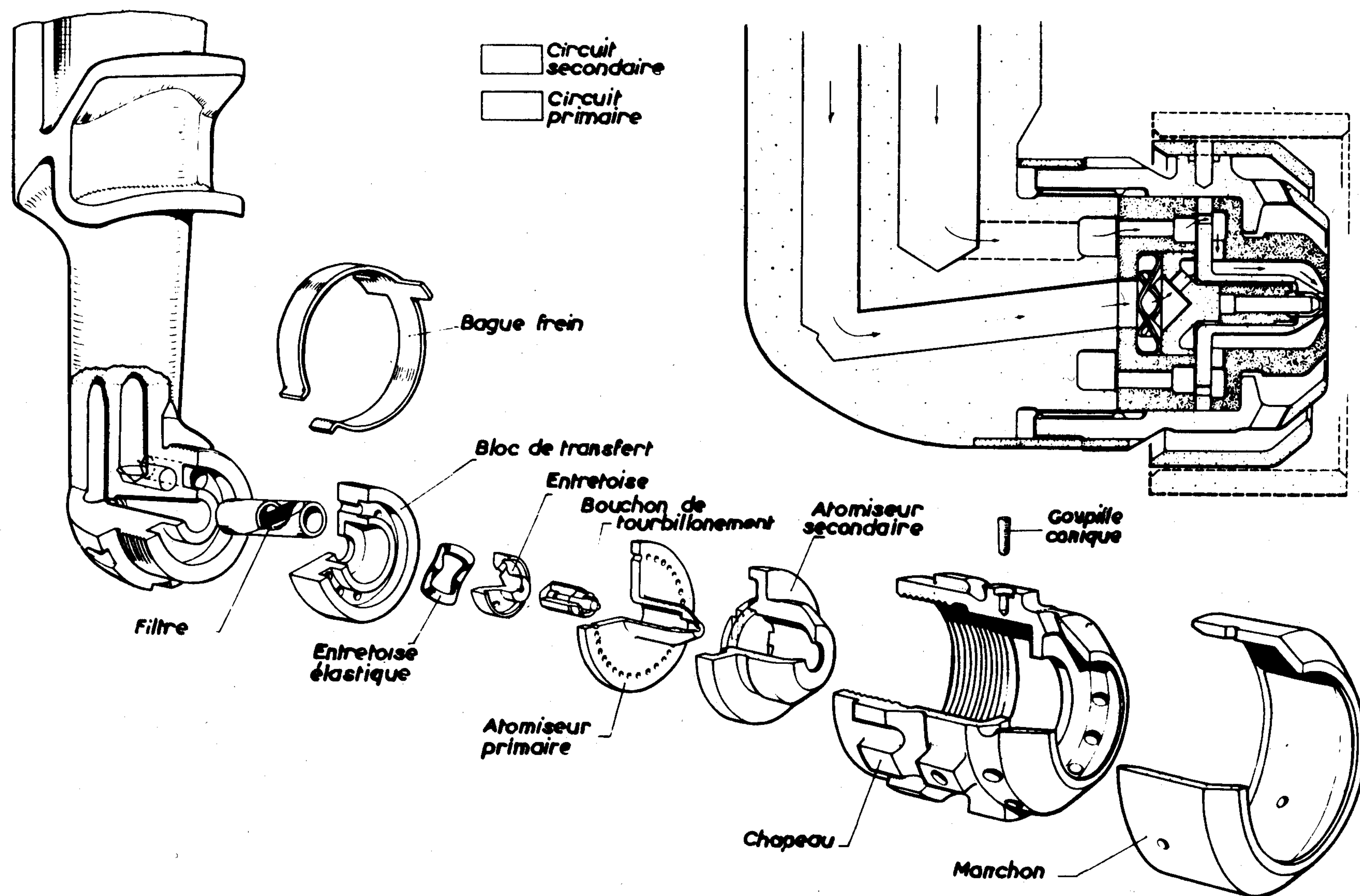
DISTRIBUTEUR DE TURBINE



ENSEMBLE DE LA TURBINE



CONDUIT D'ÉJECTION



MOTEUR AVON R.A. 29

INJECTEUR : COUPE SCHÉMATIQUE ET VUE ÉCLATÉE

CHAPITRE 4

LES TURBO MACHINES

	Taux de dilution
On classe les turbo-réacteurs en :	
1 - turboréacteurs à simple flux,	0
2 - turboréacteurs à double flux, by-pass ou à ventilateur caréné,	jusqu'à 5
3 - turboréacteurs de sustentation.	
On trouve ensuite les :	
4 - turbo-propulseurs, dans lesquels on distingue :	
- les turbo propulseurs à turbines liées,	jusqu'à 100
- les turbo propulseurs à turbines libres,	
- les turbo propulseurs à 2 étages.	
et enfin :	
5 - les turbo moteurs, (par exemple hélicoptères à turbines).	jusqu'à 400

<u>Définition</u> : On appelle "taux de dilution" ou "taux de by pass" le rapport entre la masse d'air qui passe dans les chambres de combustion et la masse d'air qui circule autour du moteur après avoir été mis en mouvement par la soufflante.

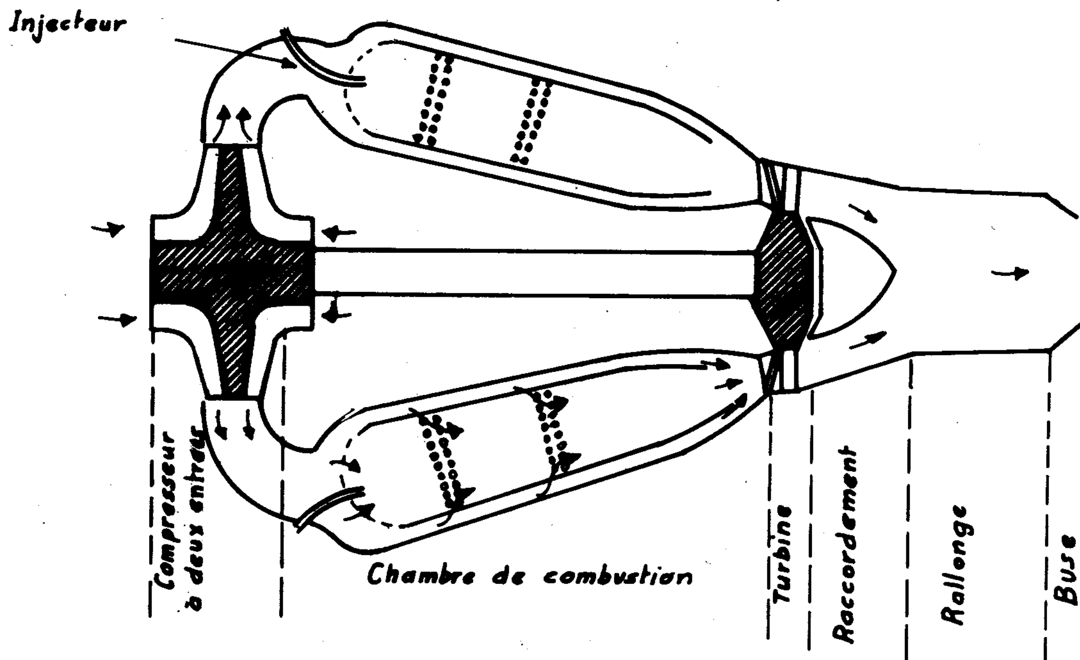
1 - TURBOREACTEUR A SIMPLE FLUX.

Dans ce type de moteur, l'air est comprimé par un compresseur qui peut être soit centrifuge, soit axial, soit même une combinaison des 2 types. Cet air comprimé est admis dans les chambres de combustion qui peuvent être constituées soit par des chambres séparées réparties à la périphérie du moteur, soit par une chambre annulaire unique.

L'injection de carburant et la combustion se font dans les chambres, et les gaz passent ensuite sur la turbine qui entraine le compresseur, avant de sortir par le canal d'éjection.

1 - 1 La figure ci-après donne le schéma d'un des premiers réacteurs de ROLLS ROYCE, le DERWENT.

COUPE SCHEMATIQUE DU ROLLS ROYCE DERWENT.



Dans cette voie, on a été limité par l'encombrement du compresseur centrifuge et par la forte augmentation de température qu'il apporte à l'air comprimé.

On a donc utilisé des compresseurs axiaux à étages multiples, avec stators entre chaque étage pour assurer une circulation correcte de l'air.

1 - 2 ROLLS ROYCE AVON R A 29.

Ce moteur équipe les CARAVELLE d'Air-France.

- Poussée nominale au décollage : 5307 K.
- Taux de compression du compresseur : 8,7/1 à 8100 t/m.
- Débit d'air : 150 Ibs/sec.

- Le carter d'admission d'air comprend des aubages de pré-rotation en acier inoxydable, à incidence variable (débattement 45°) ; un collecteur annulaire reçoit l'air chaud provenant des vannes de dégivrage réacteur.

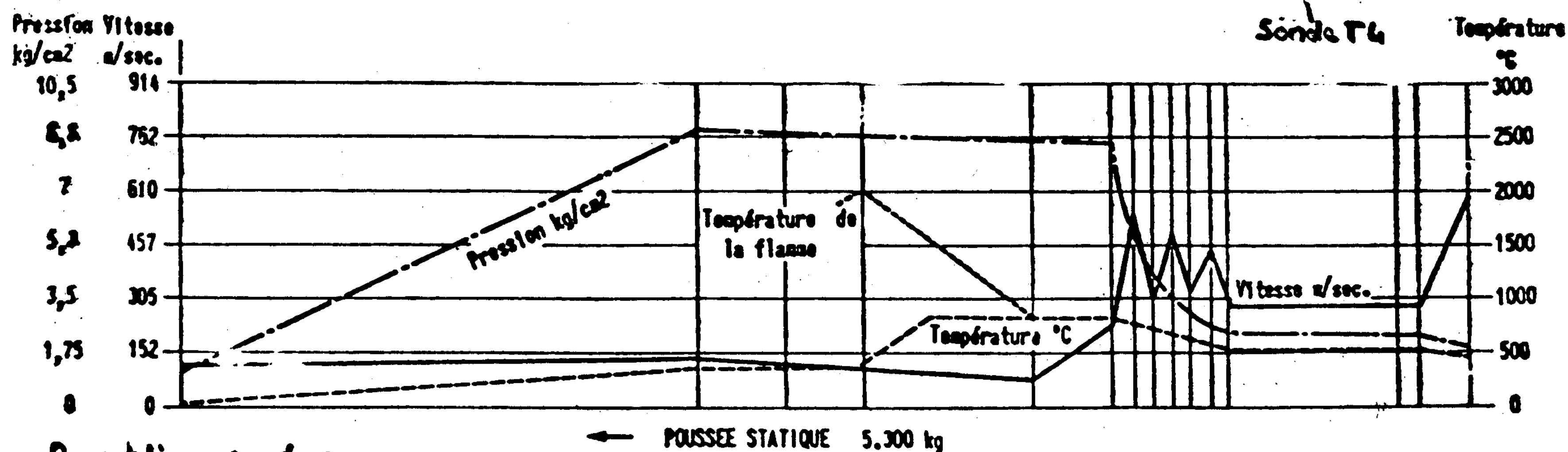
- Le compresseur est à 16 étages ; son stator est en 3 parties (étages 0 à 6, étages 7, 8, 9 ; étages 10 à 15 ; la partie centrale comporte une vanne de décharge, de même que l'étage 4 de la partie avant.

- La chambre de combustion est constituée par un espace annulaire contenant 8 tubes à flamme en Nimonic ; un collecteur annulaire reçoit de l'air prélevé par des ouïes à l'intérieur de la chambre de combustion pour le dégivrage planeur, capot entrée d'air, réchauffage carburant, servodynes ..., préssurisation des réservoirs, ventilation nacelle.

- La turbine est à 3 étages, avec aubes en Nimonic.

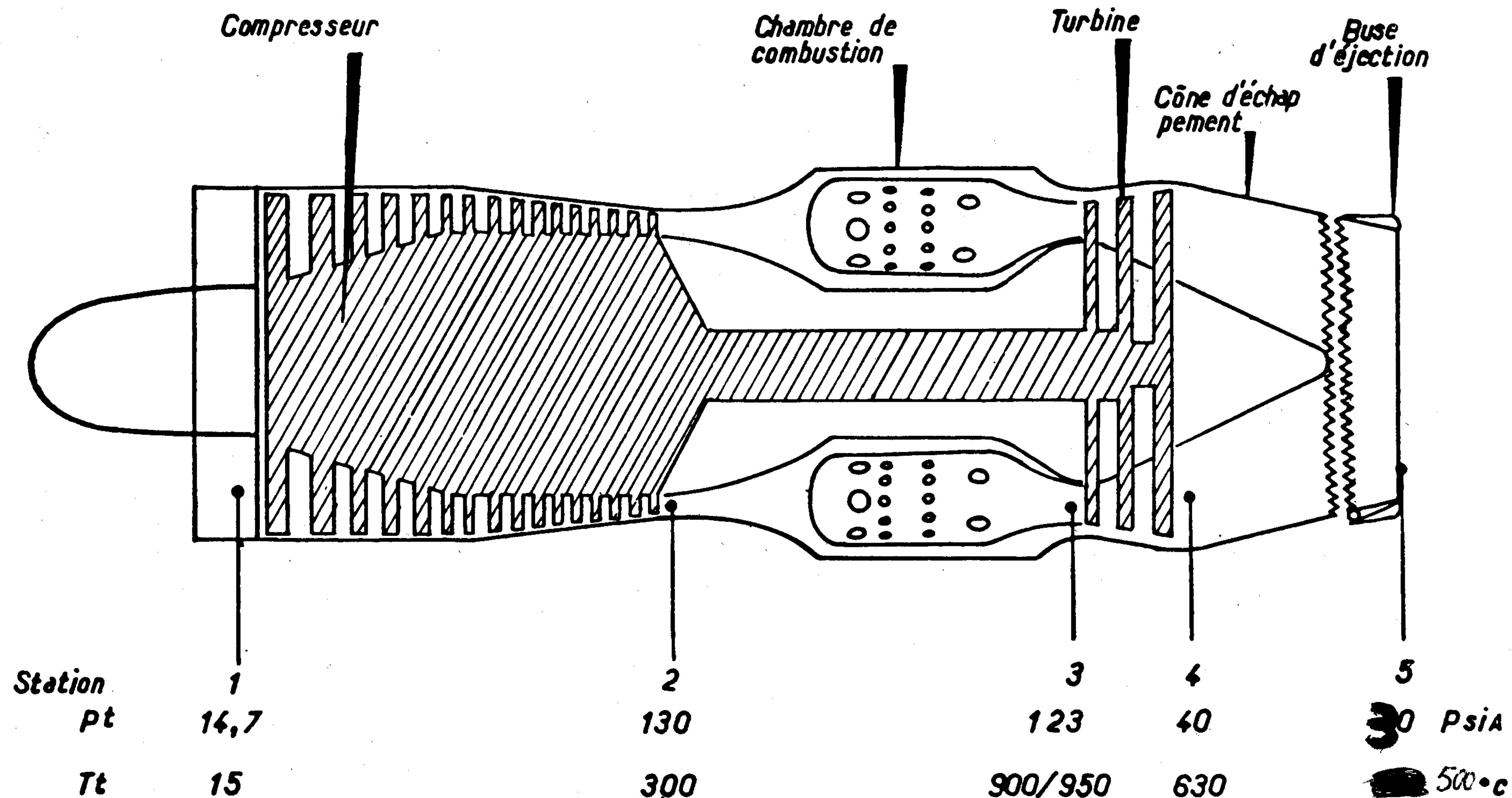
- La tuyère comporte un silencieux, et un volet à 2 positions qui permet d'en faire varier la section. Le volet, normalement effacé dans la paroi de la buse d'éjection, sort de son logement à la fin de la mise en puissance et, en réduisant la section de la buse, engendre une augmentation de la poussée maximum. Il reprend sa position au début de la réduction ; son fonctionnement est automatique.

Aubages de pré-rotation
Compresseur
Injecteur
Chambre de combustion
Cône d'échappement
Entrée d'air
Turbine
Buse d'éjection
Démarreur
Sonde T4



Description du réacteur.

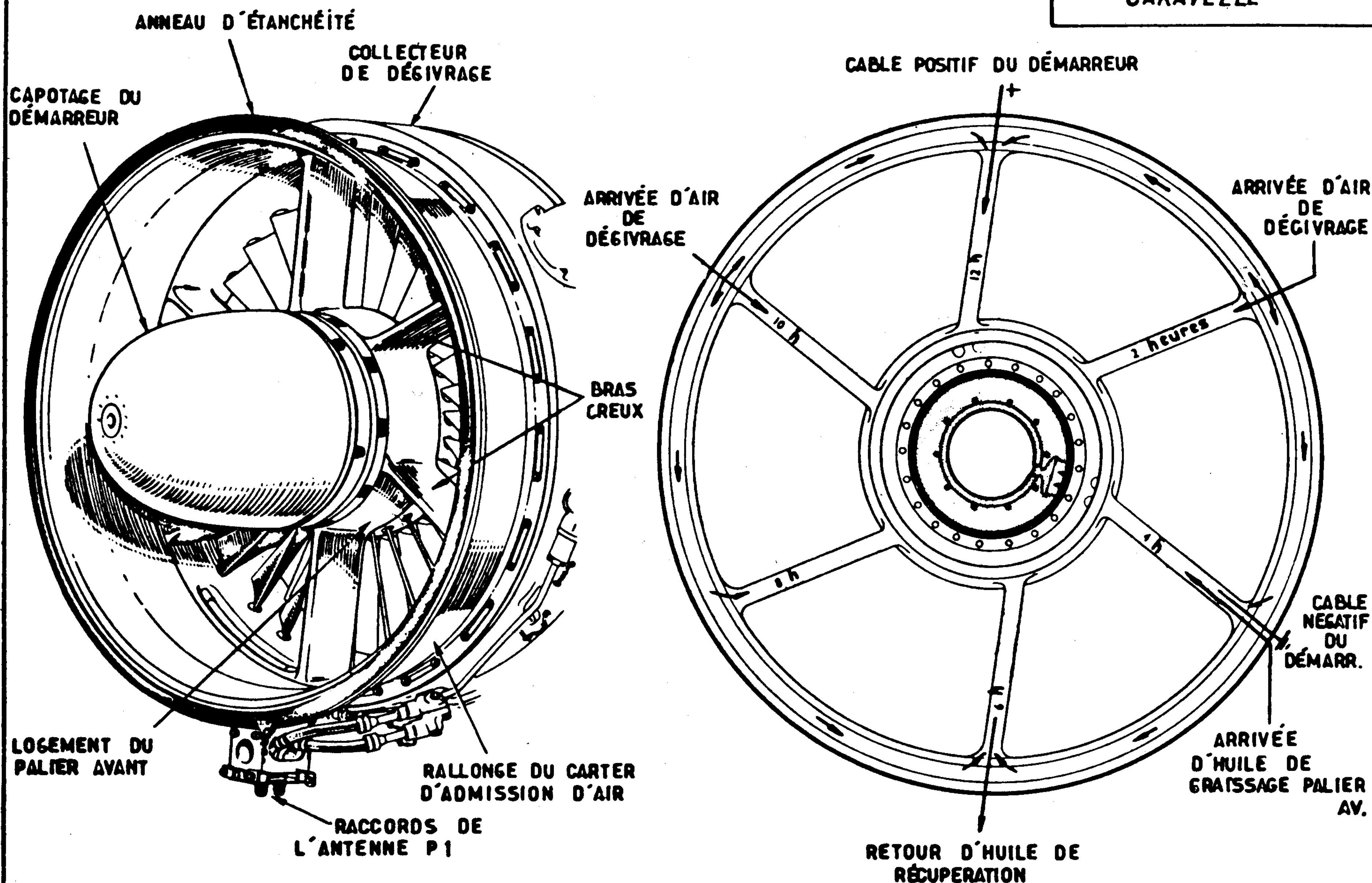
VUE EN COUPE DU RÉACTEUR AVON



Description du réacteur

VUE SCHÉMATIQUE DU RÉACTEUR AVON

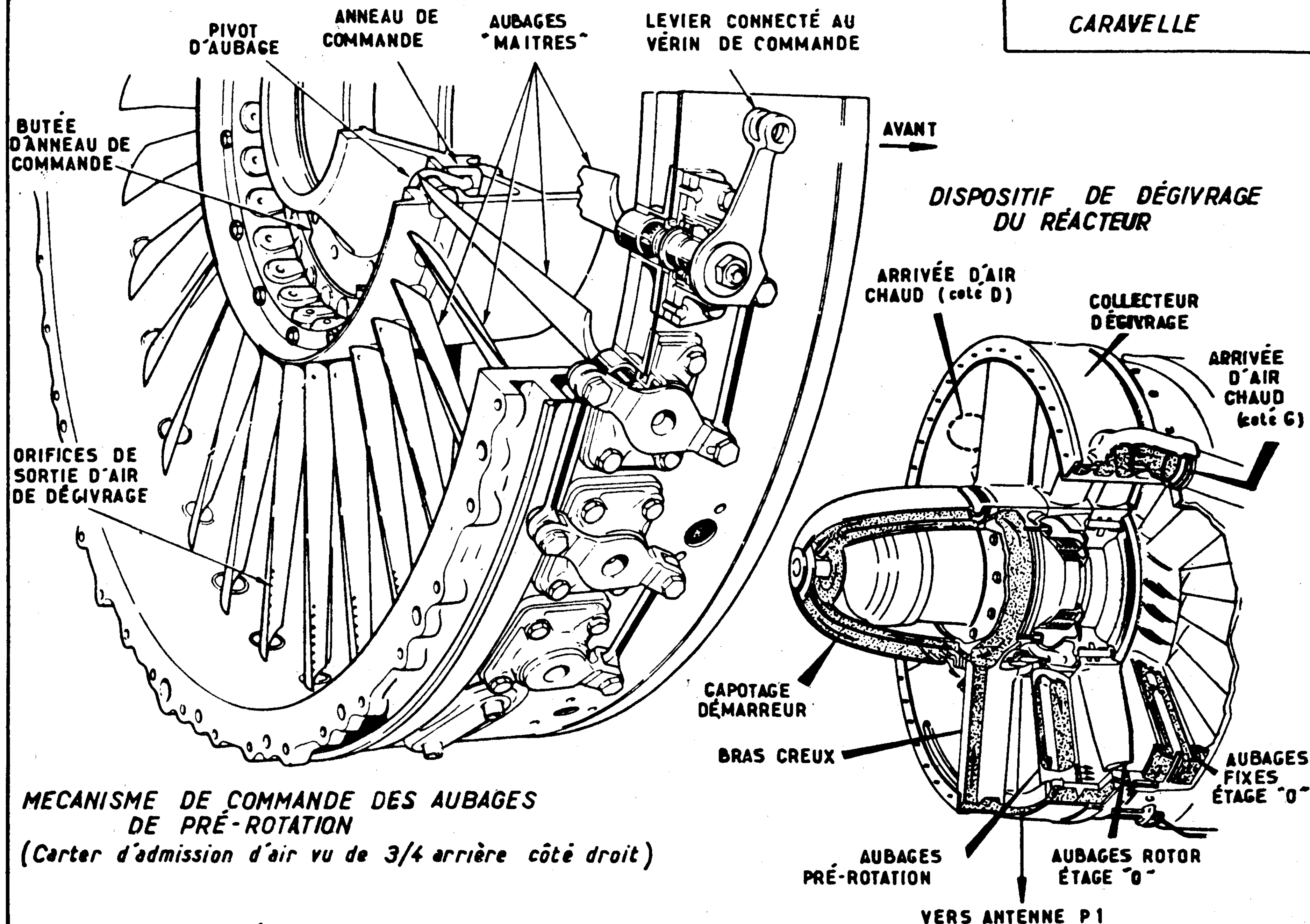
15-11-66 -



_ Description du réacteur _

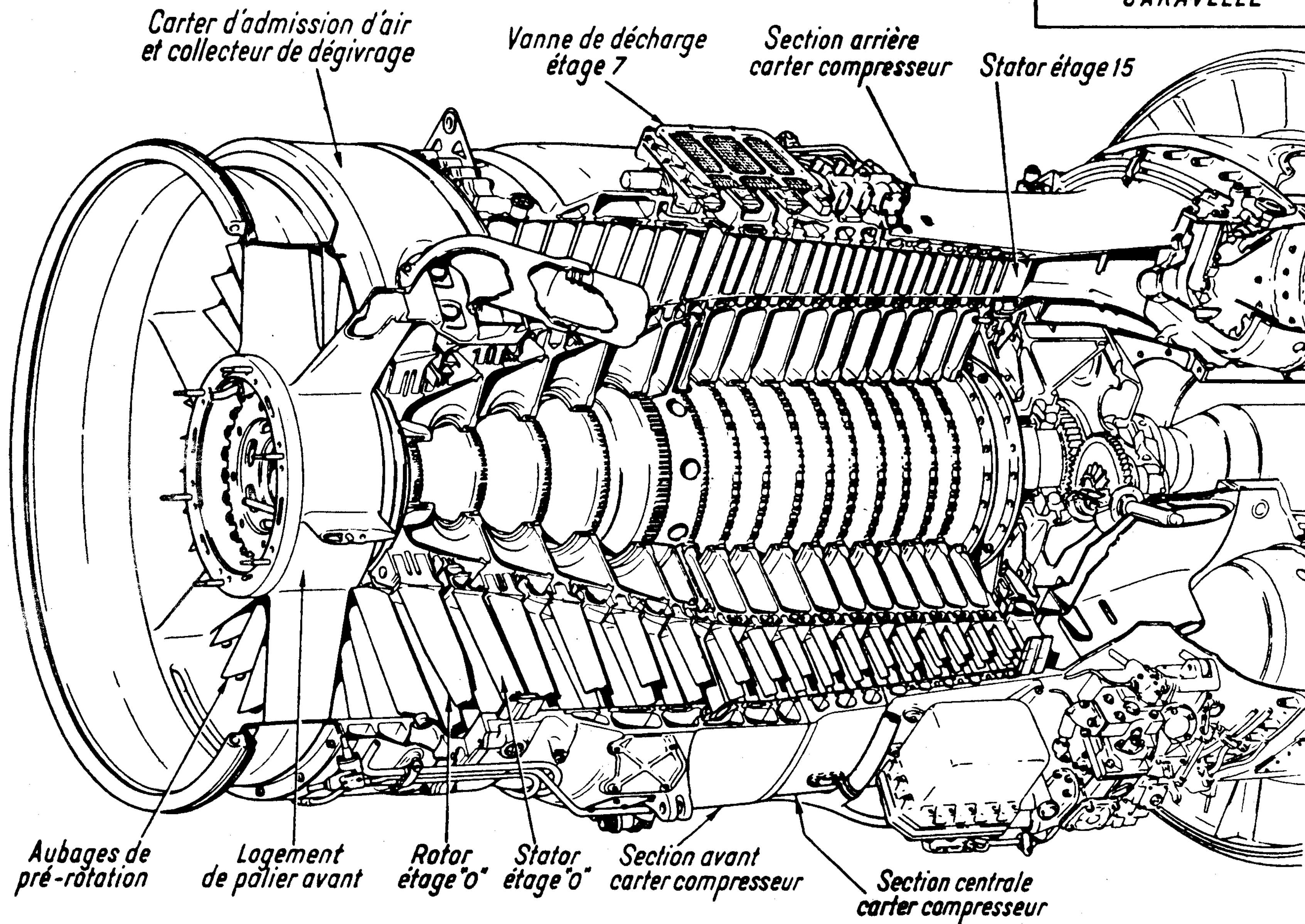
_ CARTER D'ADMISSION D'AIR _

28 _ 11 _ 66



DISPOSITIF DE DÉGIVRAGE DU RÉACTEUR

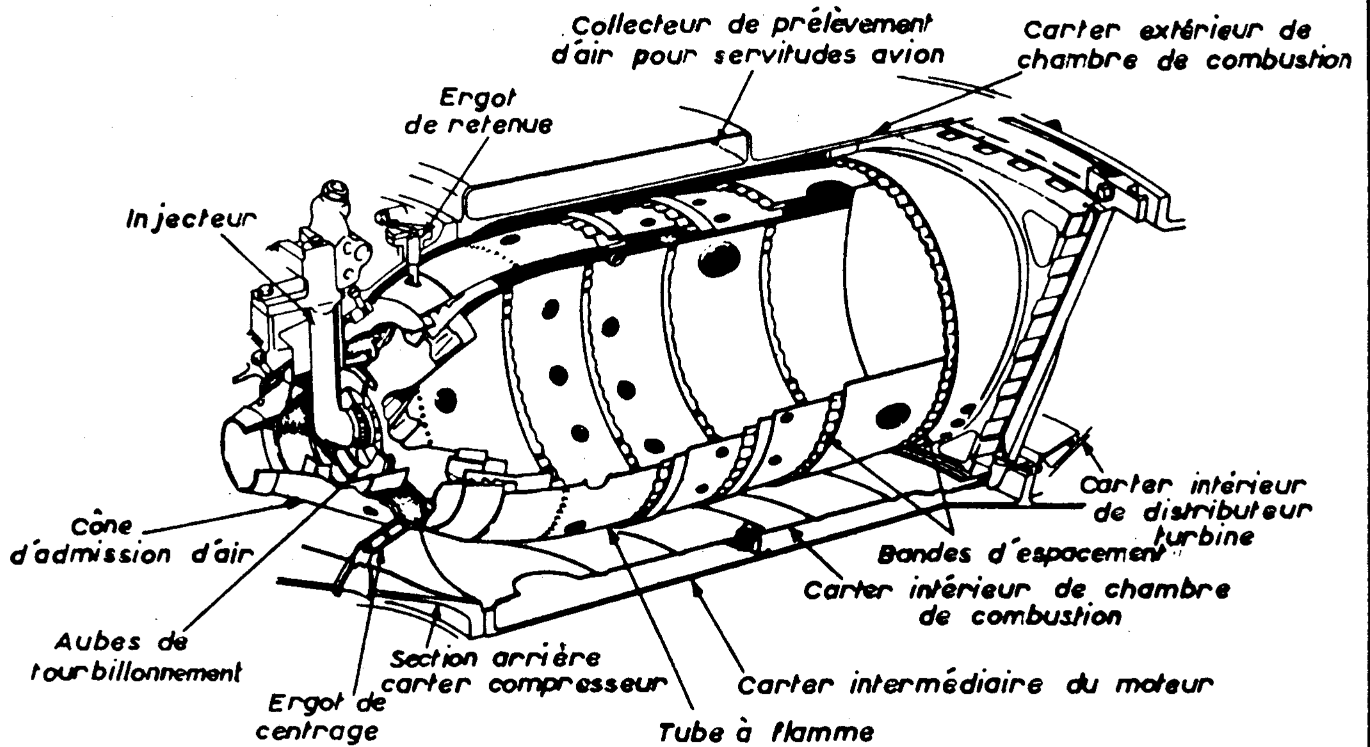
MECANISME DE COMMANDE DES AUBAGES DE PRÉ-ROTATION
(Carter d'admission d'air vu de 3/4 arrière côté droit)

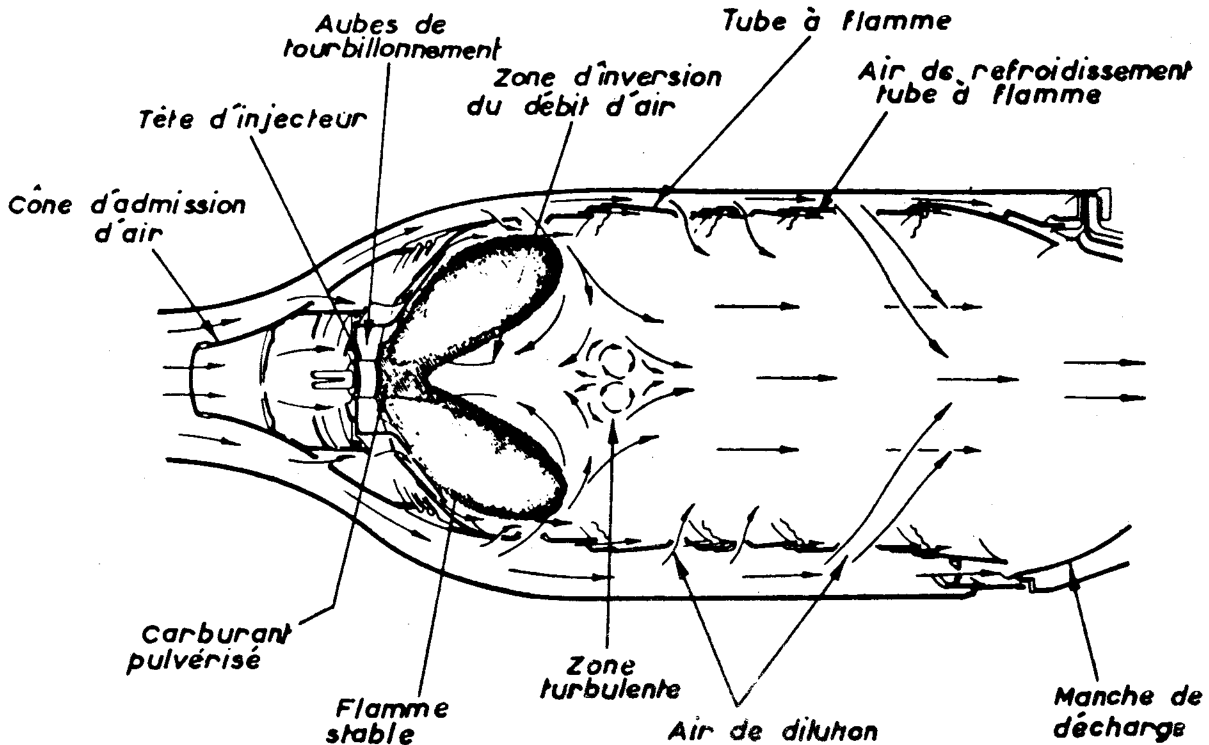


Description du reacteur
COMPRESSEUR

7 12 . 66

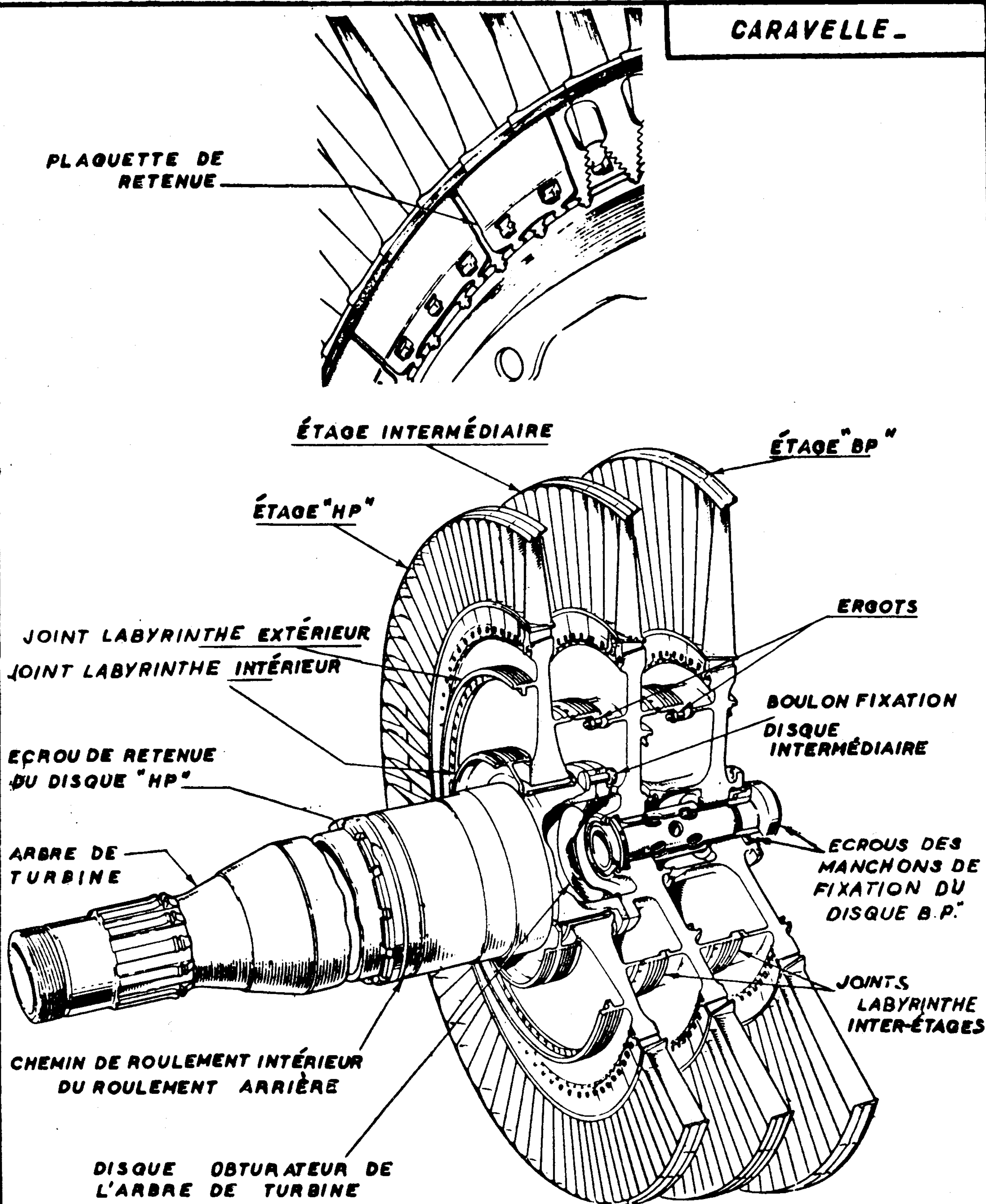
CARAVELLE





Description du réacteur
TUBE À FLAMME

8-1266



Description du réacteur

ROTOR DE TURBINE – FIXATION DES DISQUES ET DES AUBES

12-12-66

1 - 3 PRATT et WHITNEY J. T. 4 A 11.

Ce moteur est monté sur le BOEING 707-328. Ses principales caractéristiques sont :

- Poussée au décollage : 74752 N à 24°C = 762 kilos.
- Taux de compression du compresseur 12/1.

- Le carter d'admission est constitué par une enveloppe à double paroi permettant le passage de l'air de dégivrage ; il porte 18 bras profilés qui imposent une pré-rotation à l'air, dans le sens marche à la périphérie du compresseur, et en sens inverse au voisinage du moyeu.

- Le compresseur basse pression est à 8 étages constitué par un rotor conique et un stator de conicité inverse. Les aubes des étages 1 à 4 sont en titane ; celles des étages 5 à 8 sont en acier forgé.

- Le carter intermédiaire, qui supporte le moyeu AR du compresseur BP, permet les prélèvements d'air pour les servitudes, et les valves de décharge. 24 bras profilés supportent le boitier du roulement AR du compresseur ; ils constituent le 8ème étage du stator et les aubes de pré-rotation du compresseur HP.

- Le compresseur HP comporte 7 étages et est supporté par le carter de diffuseur. Son stator comprend 6 couronnes d'aubes fixes, le 7ème stator appartenant au carter de diffuseur.

Les aubes sont en titane forgé pour les étages 9 à 11, en acier forgé pour les étages 12 à 15.

- Le carter de diffuseur sert à redresser l'écoulement de l'air et à ralentir sa vitesse à la sortie du compresseur HP. Il comprend une double rangée d'aubes fixées qui constituent le dernier stator du compresseur HP. La rampe à combustible est fixée à l'arrière de ce carter.

- La chambre à combustion est du type mixte ; elle comprend une enveloppe extérieure, 8 tubes à flammes cylindriques et un carter intérieur possédant une triple paroi délimitant les différentes zones des circuits de pressurisation et de refroidissement du moteur. Les tubes à flammes sont réunis entre eux par des tubes d'intercommunication.

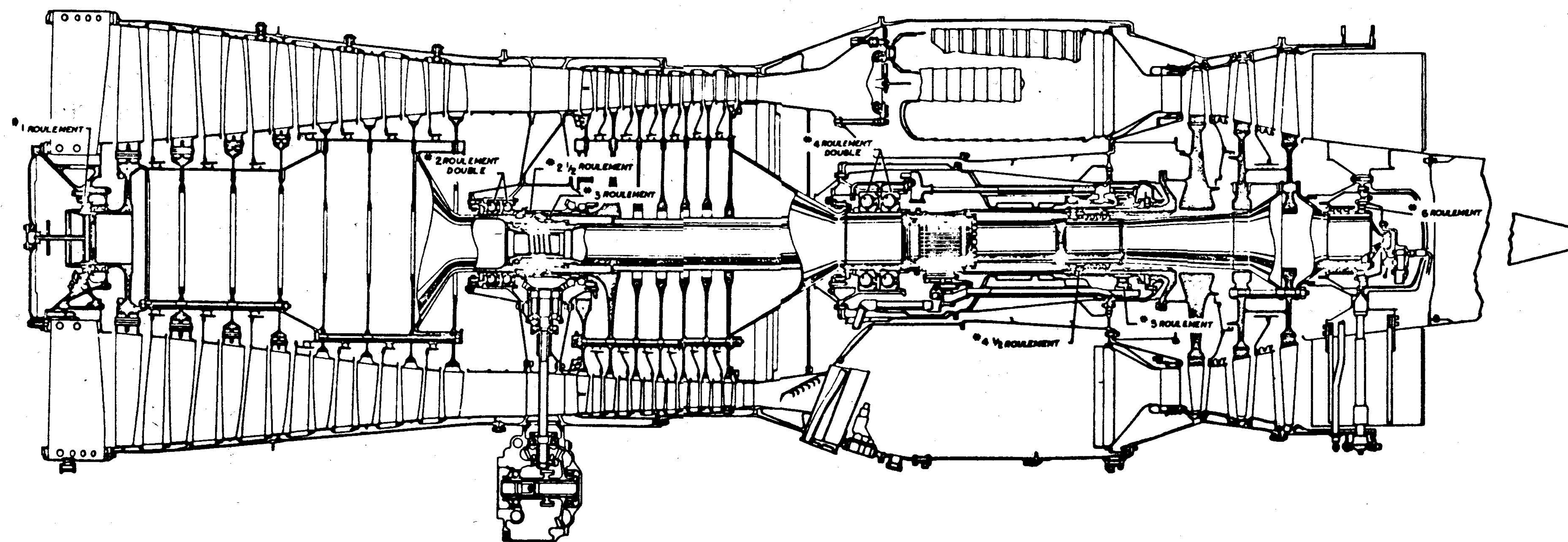
- Le carter de turbine comprend les 3 distributeurs de turbine.

- La turbine HP, à aubes en alliage de nickel, entraine le compresseur HP,

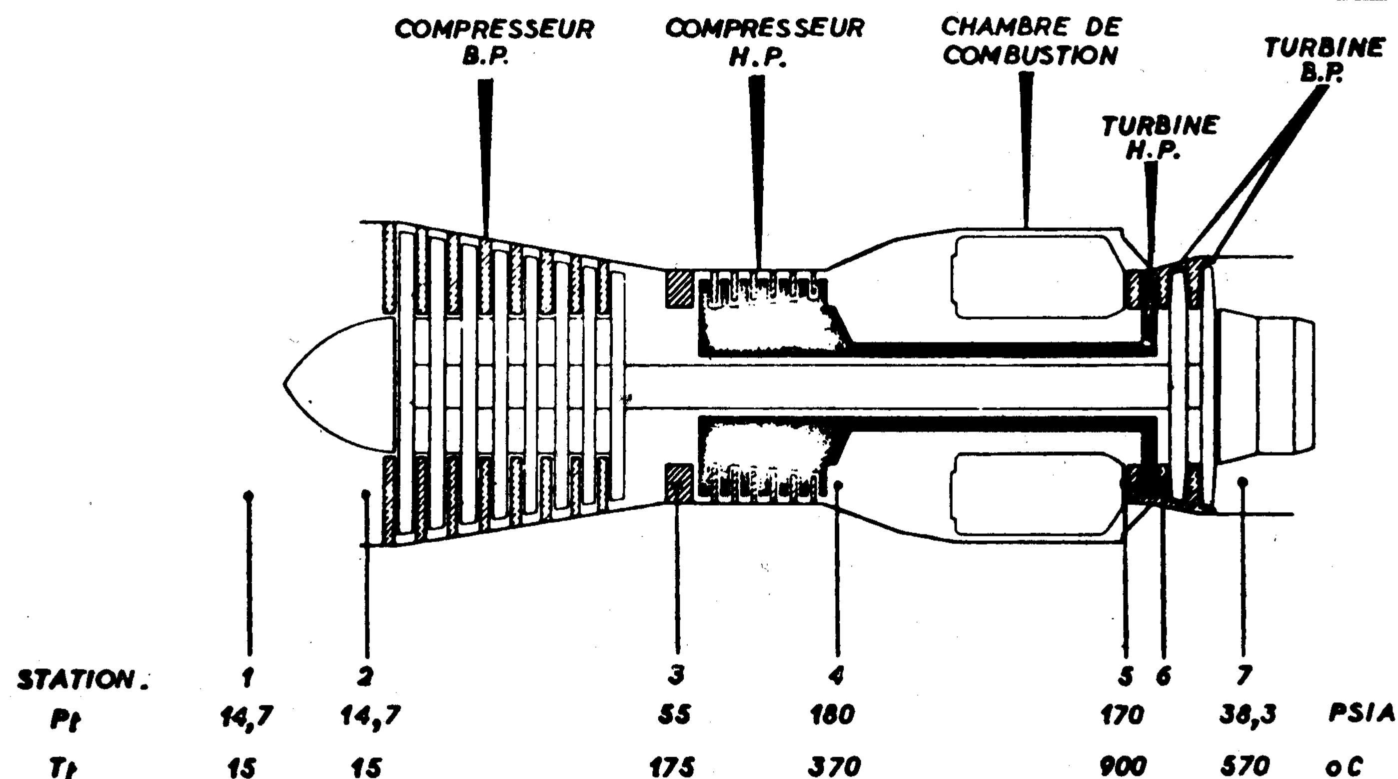
- La turbine BP, constituée par 2 rotors, à aubes en alliage de nickel, entraine le compresseur BP.

- Le carter de sortie de turbine constitue la première partie du cône d'échappement qui change la forme du jet de gaz.

B . 707



_Technologie du G.T.R. _
_ _ VUE en COUPE du G.T.R.



STATION.	1	2	3	4	5	6	7	
Pt	14,7	14,7	55	180	170		38,3	PSIA
Tt	15	15	175	370	900		570	oC

– Technologie du GTR.

– PRESSIONS ET TEMPÉRATURES INTERNES JT 4 A - 11

(À la poussée décollage au banc d'essai, niveau de la mer, conditions standard).

B . 707

PIGNON D'ENTRAINEMENT DE POMPE À HUILE

PALIER DE ROULEMENT

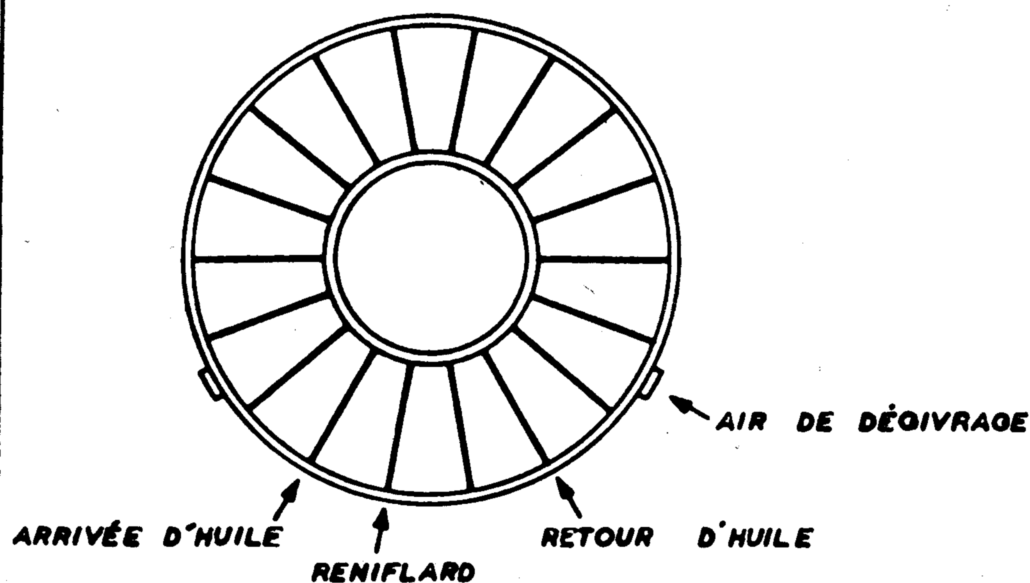
JOINT

JOINT

COUVERCLE DE PALIER AVANT

AUBES DE PRÉROTATION

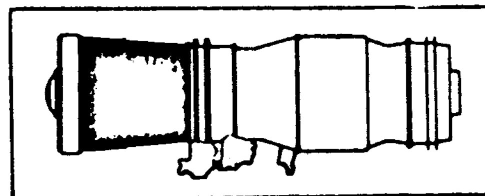
Vue de l'avant

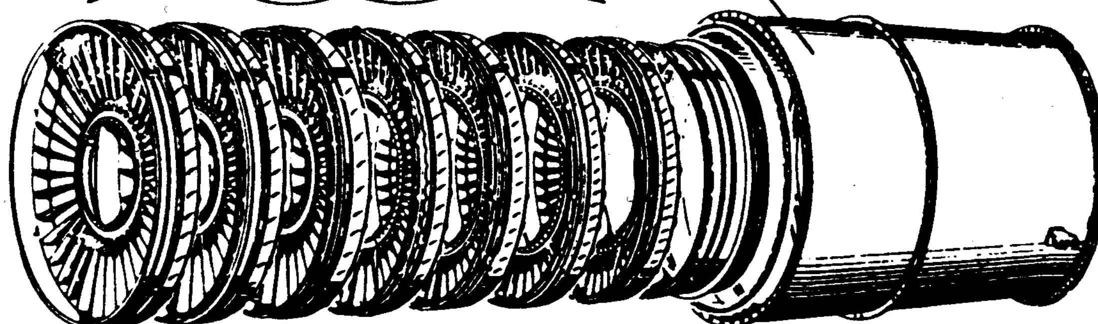


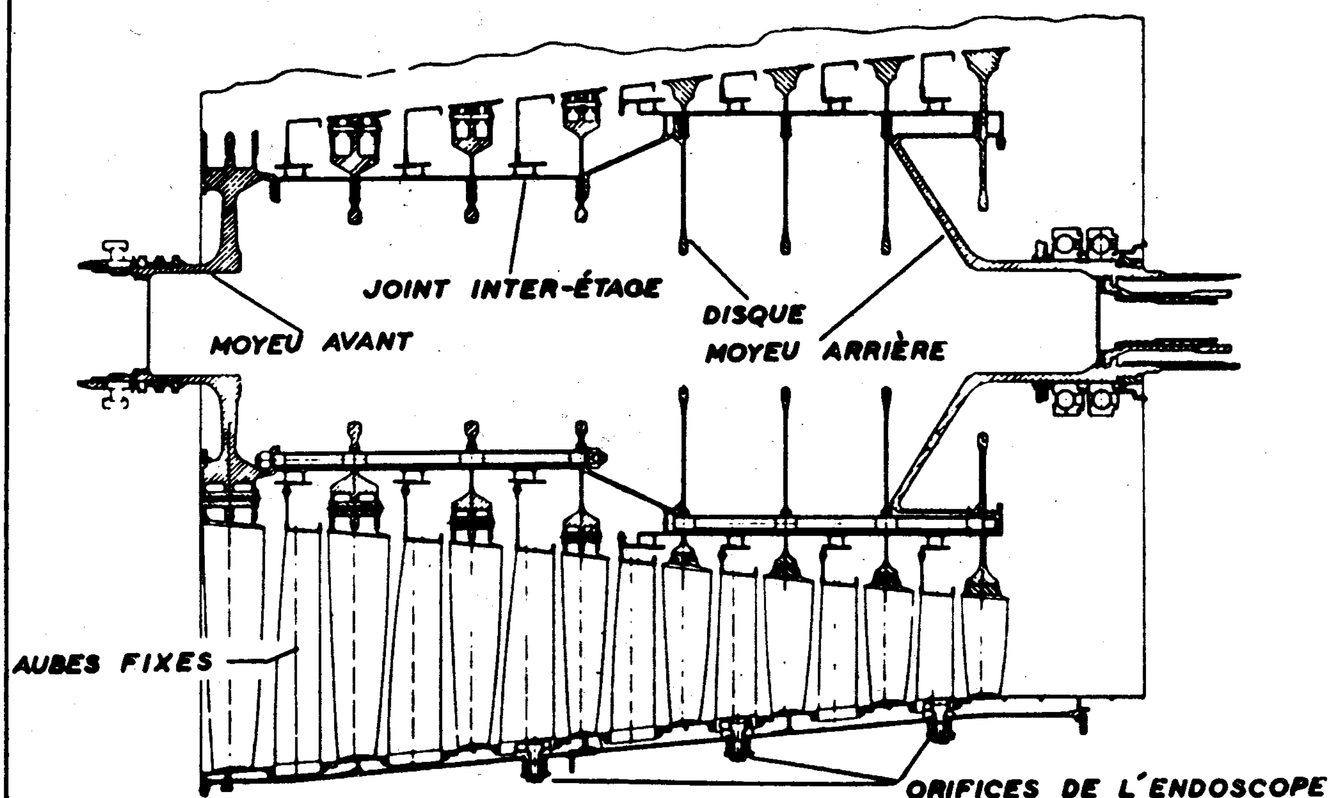
Technologie du G.T.R.

_ CARTER d'ENTRÉE d'AIR _

B . 707

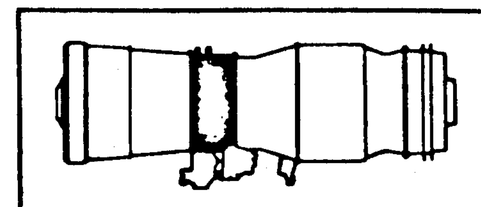






Technologie du G. T. R.

. COMPRESSEUR BASSE PRESSION_



FIXATION DU MOTEUR

CARTER

SUPPORT DU JOINT AVANT PALIER N°2

JOINT CHEVRON

JOINT A AIR DU COMPRESSEUR HP

72 BOULONS

22 BOULONS

22 BOULONS

JOINT CHEVRON

BOITIER DU ROULEMENT N° 2

EMPLACEMENT VALVE DE DÉCHARGE (SUR RÉACTEURS CIVILS L'ORIFICE EST OBTURÉ)

SUPPORT DES ARBRES D'ACCESSOIRES

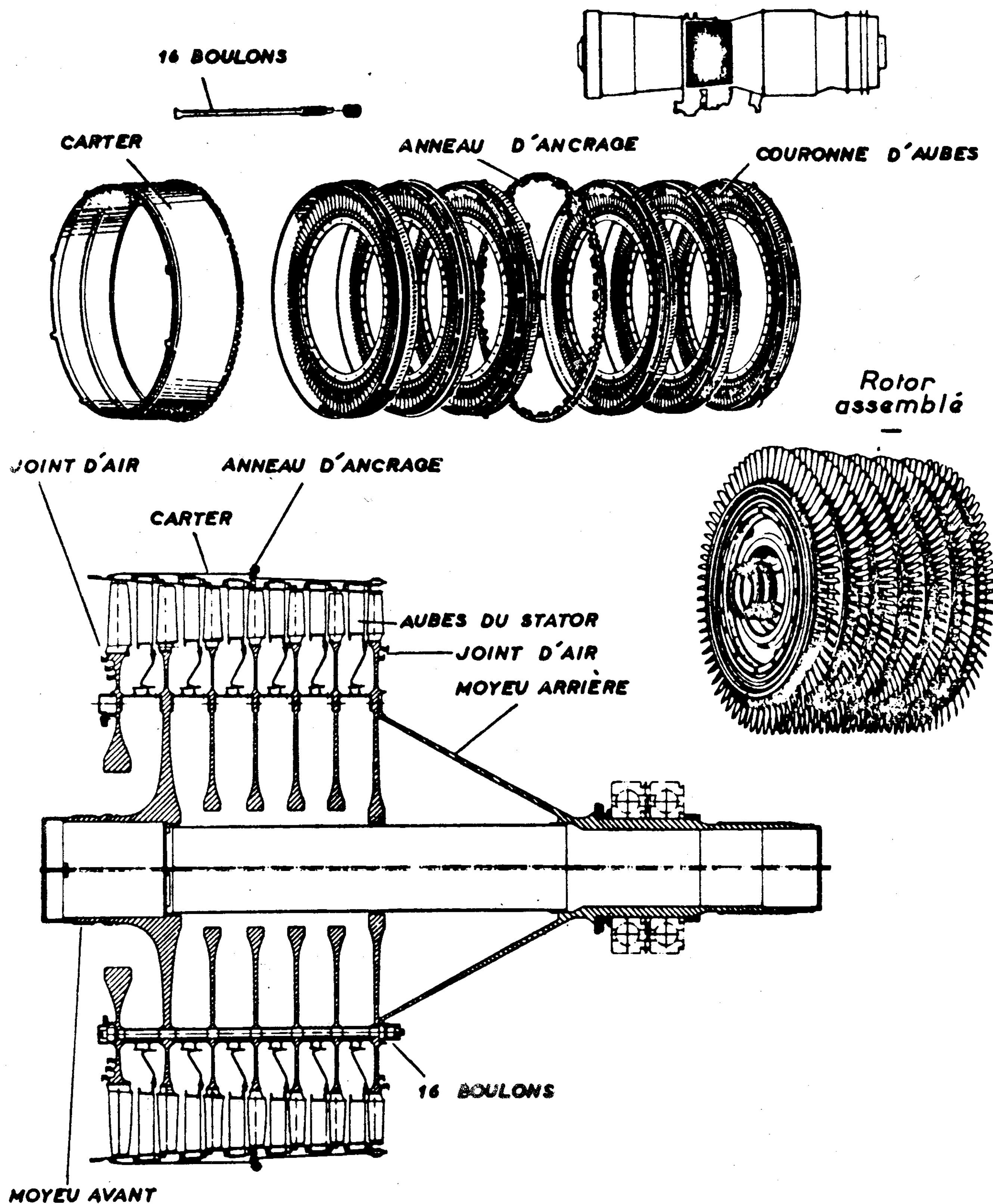
SUPPORT DU JOINT ARRIÈRE PALIER N°3

SUPPORT DU JOINT À AIR

36 BOULONS

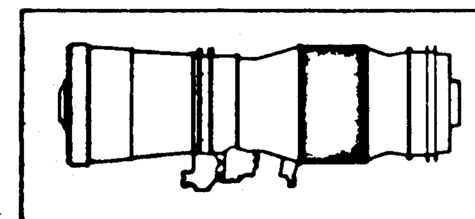
_ Technologie du G.T.R _

_ CARTER INTERMÉDIAIRE _



Technologie du G.T.R.

COMPRESSEUR HAUTE PRESSION



SUPPORT DE PALIER N° 5

LOGEMENT DE BRULEUR

TUBE A FLAMME

16 BOULONS

24 BOULONS

16 ÉCROUS

ENTRETOISE

COLLIER

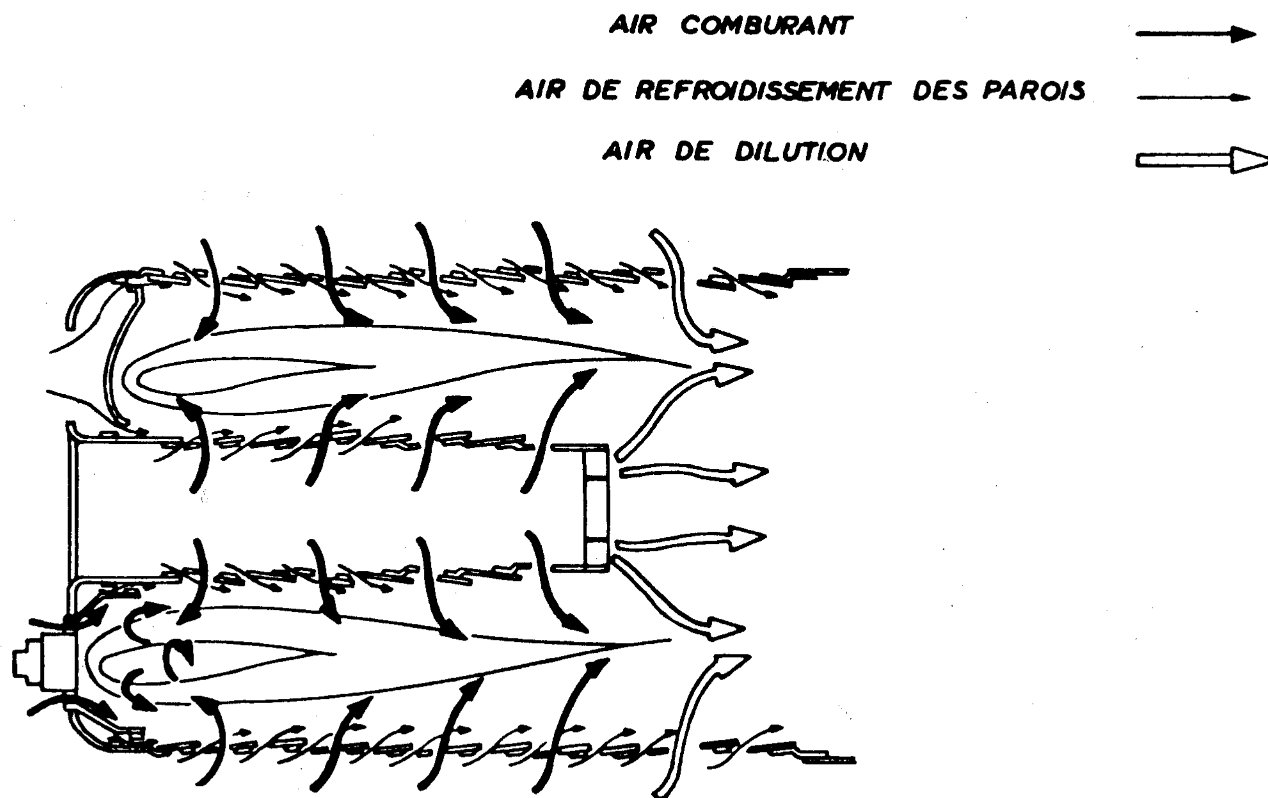
MANCHE A GAZ

CARTER INTÉRIEUR

CLAVETTE

– *Technologie du G.T.R.* –

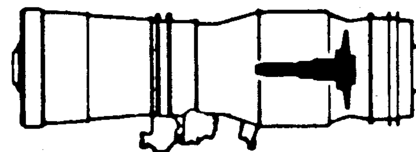
– *CHAMBRE à COMBUSTION* –

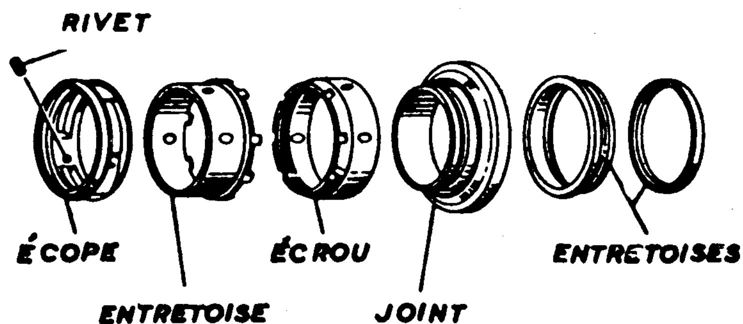


_ Technologie du GTR. _

_ TUBE À FLAMME _ (Diagramme d'écoulement des gaz) _

B . 707





BOULON

DÉFLECTEUR D'AIR

ROULEMENT N° 5

ENTRETOISES

BOUCHON D'ÉQUILIBRAGE

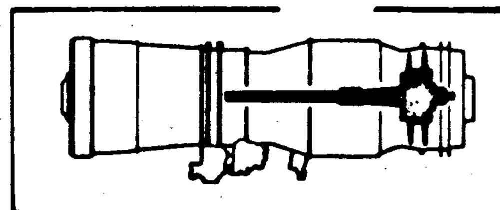
DISQUE DU 1er ÉTAGE

RIVET

Technologie du G.T.R.

ROTOR de TURBINE HAUTE PRESSION_

B . 707



_Technologie du G.T.R _

_ ROTOR de TURBINES BASSE PRESSION_

1 - 4 Les turbo-machines diverses.

Le perfectionnement des turboréacteurs s'est accompagné tout naturellement d'une diversification suivant l'emploi que l'on en attendait.

C'est ainsi que l'on a vu l'avènement de turboréacteur à usage commercial (turboréacteur à double flux), de turboréacteur spécialisé pour le décollage vertical, de turbopropulseur, et enfin de turbine à gaz pour l'entraînement des rotors d'hélicoptères.

Le principe de fonctionnement en est toujours le même, mais bien souvent la conception en est assez différente et dans ce paragraphe, on va essayer de faire ressortir les particularités de chacune de ces différentes turbomachines.

1-4-1 Les turboréacteurs à double flux.

On a vu dans l'étude générale des turboréacteurs, l'intérêt du turboréacteur à double flux pour les vols subsoniques des avions commerciaux.

Les réalisations ont été nombreuses, et on peut classer ces turbo-réacteurs en deux grandes familles :

- les turboréacteurs "by-pass",
- les turboréacteurs à ventilateur caréné.

a) Le turboréacteur "by-pass".

Dans ce type de turboréacteur, le compresseur, surabondant, est généralement un compresseur double-corps : le premier, compresseur basse-pression, brasse la totalité du flux d'air. A la sortie, le flux d'air se sépare en deux parties :

- un premier flux qui passe dans un second compresseur (compresseur haute pression) qui comprime encore davantage l'air, avec un débit égal à celui nécessaire à l'alimentation des chambres de combustion. Cet air se détend normalement dans la tuyère ;

- un deuxième flux qui contourne le turboréacteur et qui est admis directement dans une tuyère annulaire concentrique à la précédente. Il y a alors mélange des deux flux, abaissement de la température du premier flux, donc de la vitesse d'éjection des gaz.

b) <u>Les turboréacteurs à ventilateur caréné</u> (ou turbofan).

Dans ce deuxième type de turboréacteur, les deux flux sont séparés dès l'entrée.

Le premier flux passe normalement dans le turboréacteur et traverse un groupe de turbines dont l'énergie récupérée sert, d'une part à entrainer le compresseur (ou les compresseurs) du turboréacteur, et d'autre part, à entrainer un second compresseur basse-pression appelé ventilateur caréné (ducted-fan). Deux solutions sont utilisées pour monter ce ventilateur caréné :

- Utiliser les 2 ou 3 premiers étages du compresseur BP du turboréacteur,

- Monter, derrière le groupe de turbines d'entrainement du compresseur, une turbine libre entrainant l'étage de ventilateur.

Voici un exemple de chacune de ses réalisations :

PRATT ET WHITNEY JT 8 D

Il s'agit du moteur du Boeing 727.

1°) Poussée au décollage : 6350 K (62293 N)
Maximum continu : 5715 K
Maximum croisière : 5170 K

2°) Débit d'air : flux primaire : 68 k/s
flux secondaire : 75 k/s

Rapport manométrique du compresseur : 16/1

3°) Technologie générale : Il s'agit d'un réacteur à double flux, à soufflante avant à 2 étages.

- Un attelage BP comprend un compresseur axial à 6 étages entrainé par une turbine à 3 étages ; les 2 premiers étages du compresseur constituent la soufflante dont le flux est canalisé autour du réacteur et rejoint dans le canal d'éjection le flux primaire passant à l'intérieur du réacteur.

- Un attelage HP comprend un compresseur axial à 7 étages entrainé par une turbine à 1 étage.

- La chambre de combustion est constituée par un carter cylindrique contenant 9 tubes à flamme ; ils sont reliés entre eux par des raccords d'intercommunication.

- 2 vannes de décharge sont montées sur le carter diffuseur, en déviation sur la sortie du 13e étage du compresseur ; elles préviennent le pompage du compresseur aux faibles vitesses de rotation.

4°) La carter d'entrée d'air est constitué par une enveloppe cylindrique extérieure supportant, par l'intermédiaire de bras creux formant aubes de pré-rotation, le logement du palier n°1. L'enveloppe extérieure porte une double parei formant collecteur de dégivrage. Tous ces éléments sont en titane.

- les 2 premiers étages du compresseur BP forment la soufflante. A part le disque du 3ème étage qui est en acier, toutes les pièces importantes sont en titane.

Les aubages du stator 1er étage sont en alliage de titane ; celles du 2ème et 3ème étages en alliage d'aluminium ; celles du 4ème

et 5ème étages en acier ; le 6ème étage fait partie intégrante du carter intermédiaire.

- Le compresseur HP comprend 7 étages ; les aubes du 7ème, 8ème, 9ème étages sont en titane, les autres sont en acier. Tous les stators sont en acier. Les aubages du 13ème stator sont dans le carter diffuseur.

- Le carter intermédiaire contient les étages arrière du compresseur BP et le compresseur HP. Des bras creux, formant stator 6ème étage, supportent des paliers. Aux 6ème et 8ème étages on trouve des prélèvements d'air pour les diverses servitudes.

- Le carter diffuseur est en tôle d'acier et porte à l'avant le stator 13ème étage. On trouve aussi des prélèvements d'air pour les servitudes.

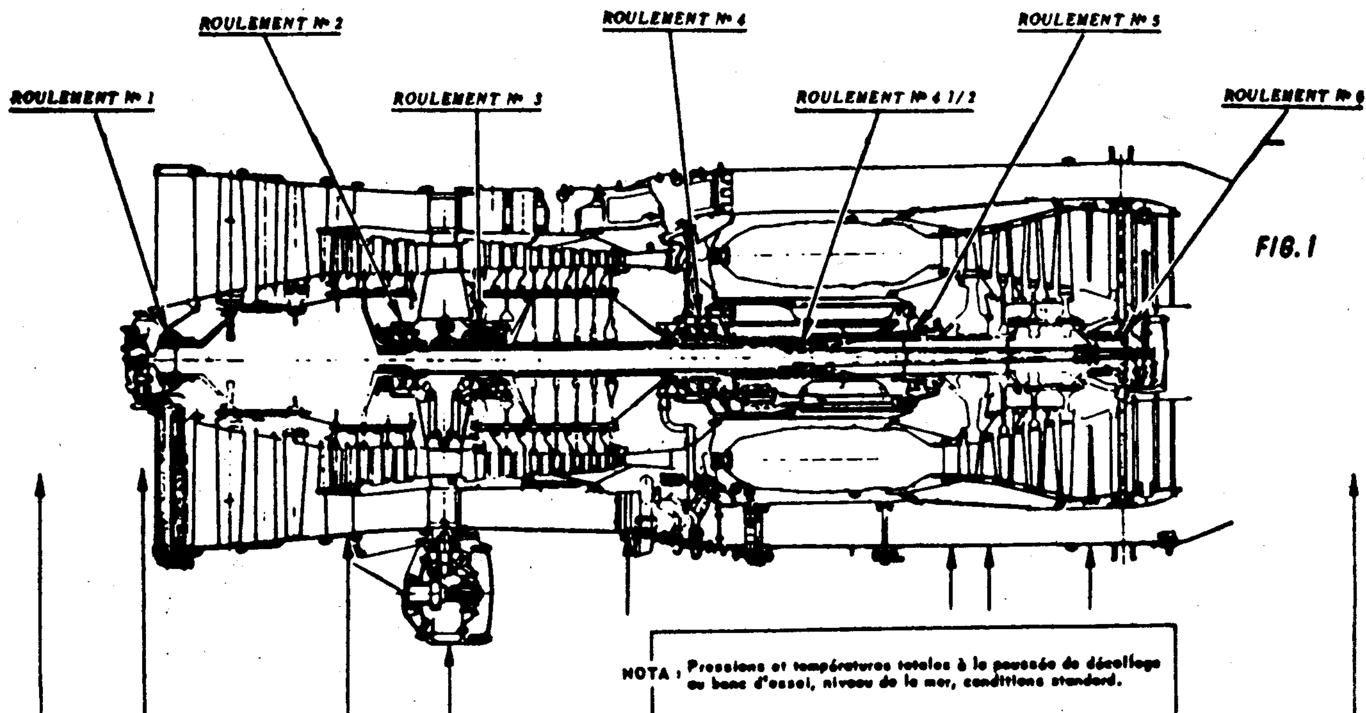
Deux vannes de décharge compresseur sont situées à la partie inférieure du collecteur et l'air rejeté par ces vannes s'échappe dans le conduit de la soufflante.

- La chambre de combustion est constituée par 9 tubes à flammes séparés logés dans l'espace annulaire entre 2 carters cylindriques, l'un extérieur, l'autre intérieur, fixés au carter diffuseur. Les tubes à flammes sont en acier nickel - chrome - molybdène. Tous les tubes sont réunis par des raccords d'intercommunication.

- Les turbines comprennent un étage HP qui entraine le compresseur HP ; les 3 autres étages entrainent l'ensemble compresseur BP - soufflante.

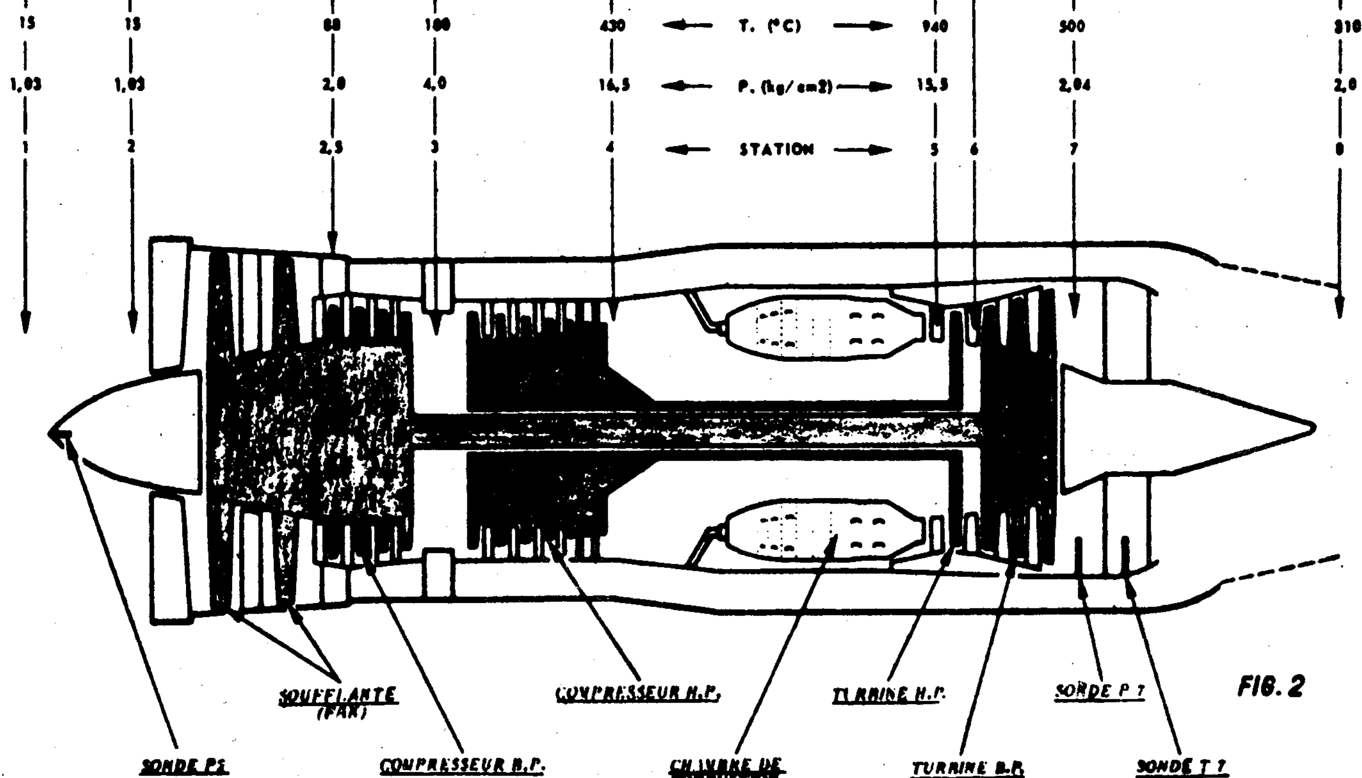
La turbine HP a un stator dont les aubages sont creux afin de permettre une circulation d'air de refroidissement.

VUE EN COUPE



NOTA : Pressions et températures totales à la poussée de décollage au banc d'essai, niveau de la mer, conditions standard.

T. (°C)	15	15	88	100	430	940		500	310
P. (kg/cm2)	1,03	1,03	2,0	4,0	16,5	15,5		2,04	2,0
STATION	1	2	2,5	3	4	5	6	7	8

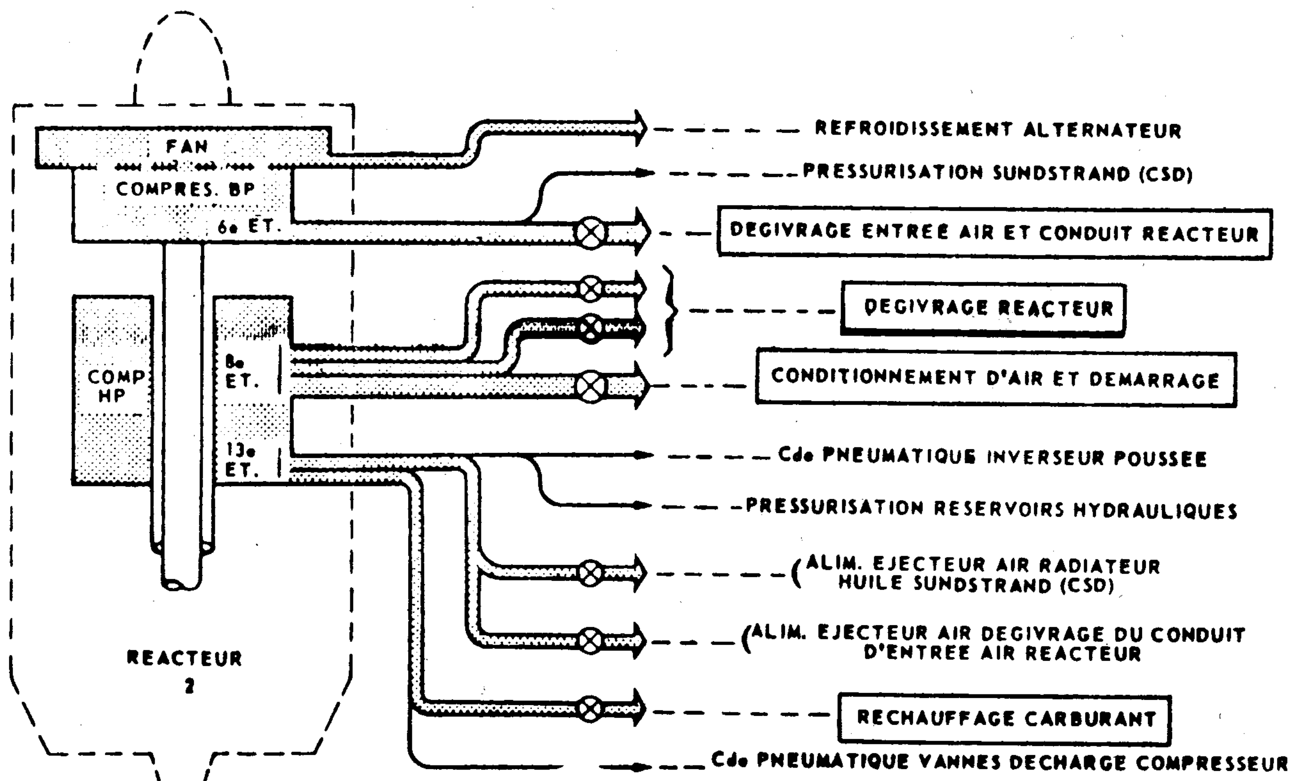


B 727-228.	Description du réacteur FIG. 1 – COUPE DU RÉACTEUR FIG. 2 – COUPE SIMPLIFIÉE		

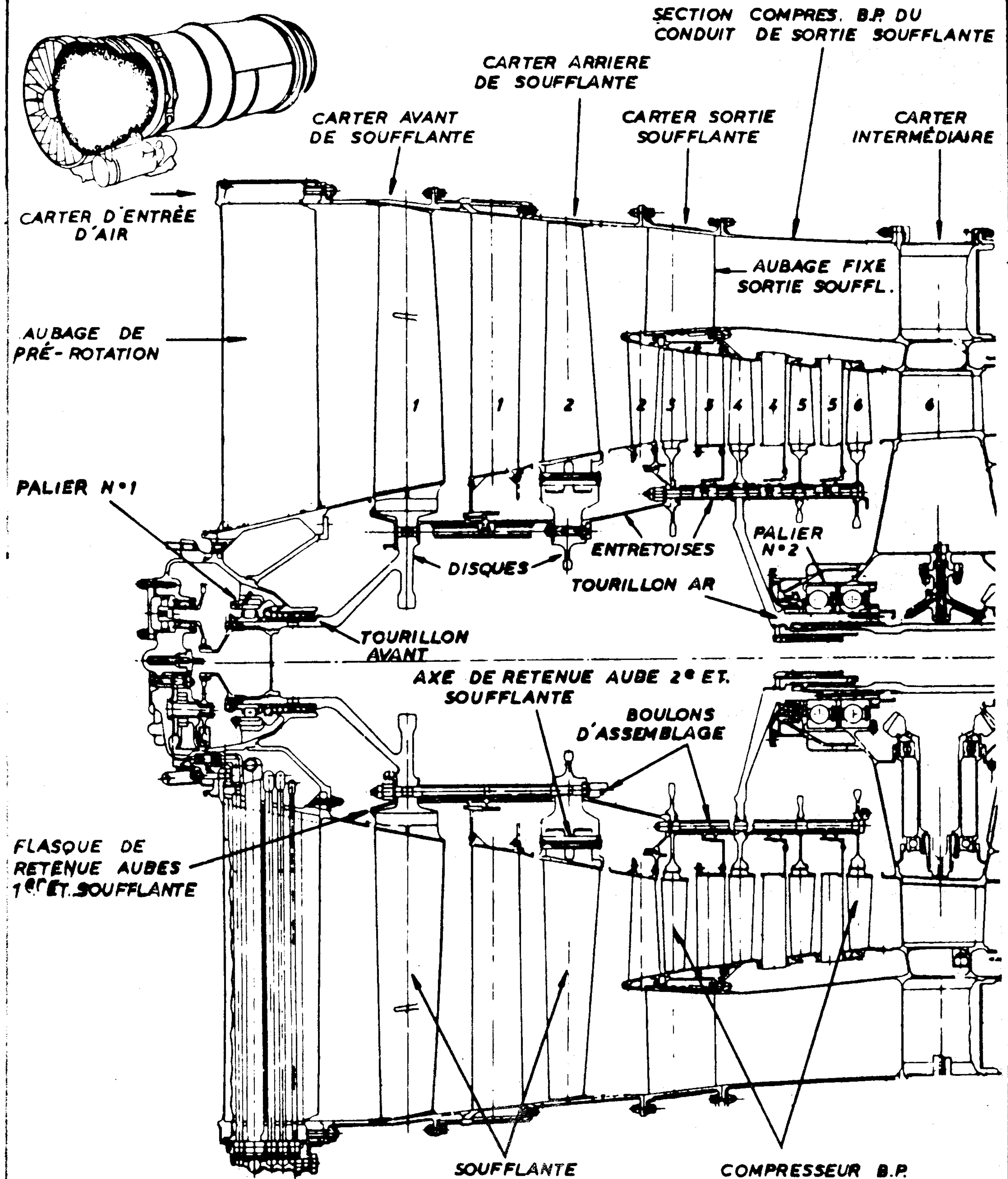
72-00-11

FAN
COMPRES. BP
6e ET.
COMP HP
8e ET.
13e ET.
REACTEUR 1 ou 3

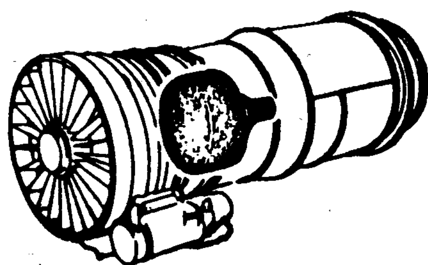
REFROIDISSEMENT ALTERNATEUR
ALIMENTATION REFROIDISSEUR CONDITIONNEMENT D'AIR
PRESSURISATION SUNDSTRAND (CSD)
DEGIVRAGE VOILURE
DEGIVRAGE REACTEUR
CONDITIONNEMENT D'AIR ET DEMARRAGE
ALIM. EJECTEUR AIR DEGIVR. VOILURE
Cde PNEUMATIQUE INVERSEUR POUSSEE
PRESSURISATION RESERVOIRS HYDRAULIQUES (réacteur 1 seulement)
ALIM. EJECTEUR AIR RADIATEUR HUILE SUNDSTRAND (CSD)
DEGIVRAGE D'ENTREE AIR REACTEUR
RECHAUFFAGE CARBURANT
Cde PNEUMATIQUE VANNES DECHARGE COMPRESSEUR



B. 727 228	*Description du réacteur* *PRÉLÈVEMENTS D'AIR*		



BOEING 727 _ 228	_ Description du réacteur _ _ SOUFFLANTE ET COMPRESSEUR B.P.		



COURONNE EXT.
STATOR 9e ETAGE

BARETTE DE RETENUE

7 7 8 8 9 9 10 10 11 11 12 12 13

ENTRETOISES

BOULON D'ASSEMBLAGE

TOURILLON AVANT

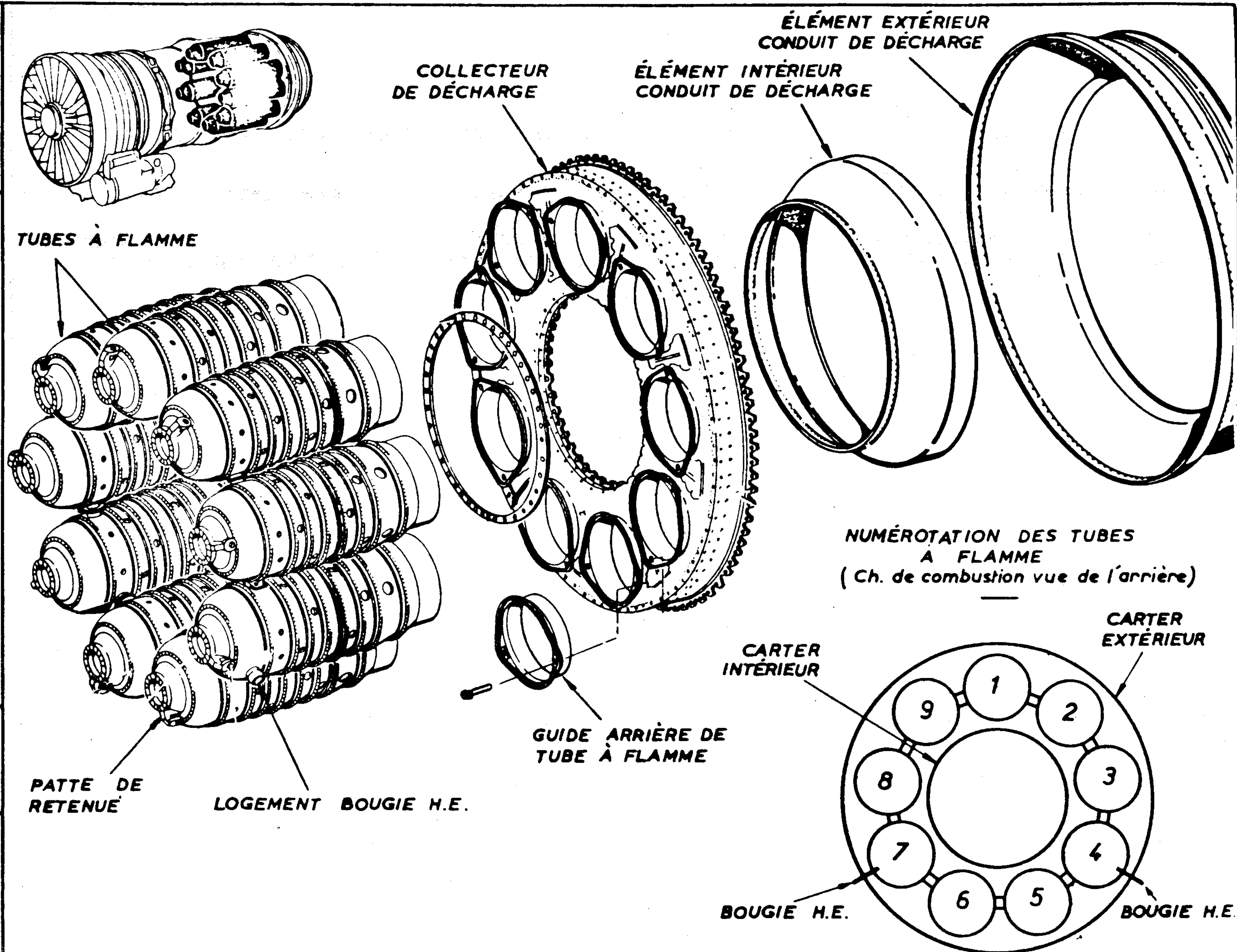
DISQUES

TOURILLON ARRIÈRE.

BOEING 727_228	_ Description du réacteur _ _ COMPRESSEUR H.P.		

BOEING 727-228

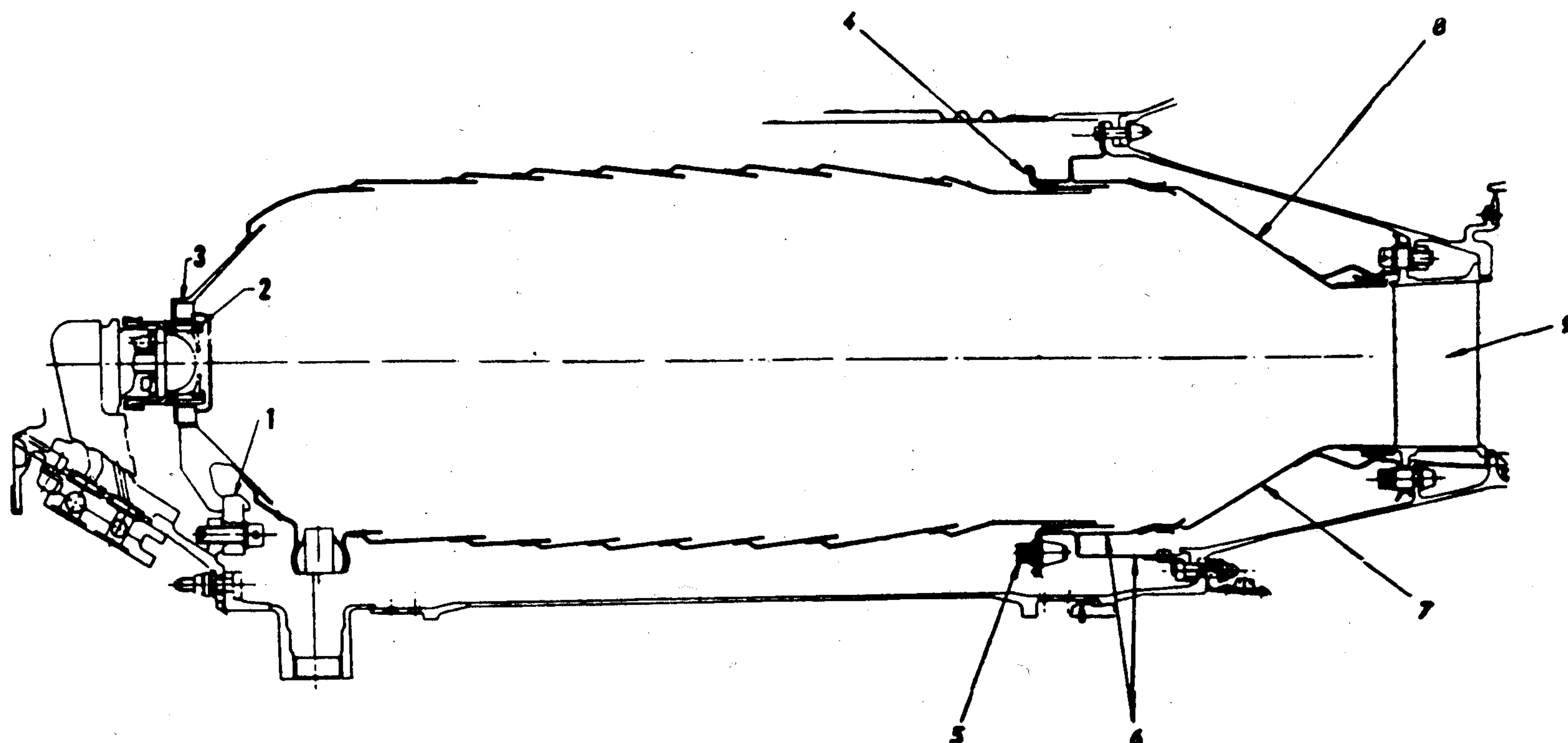
-Description du réacteur-
-TUBES À FLAMME-



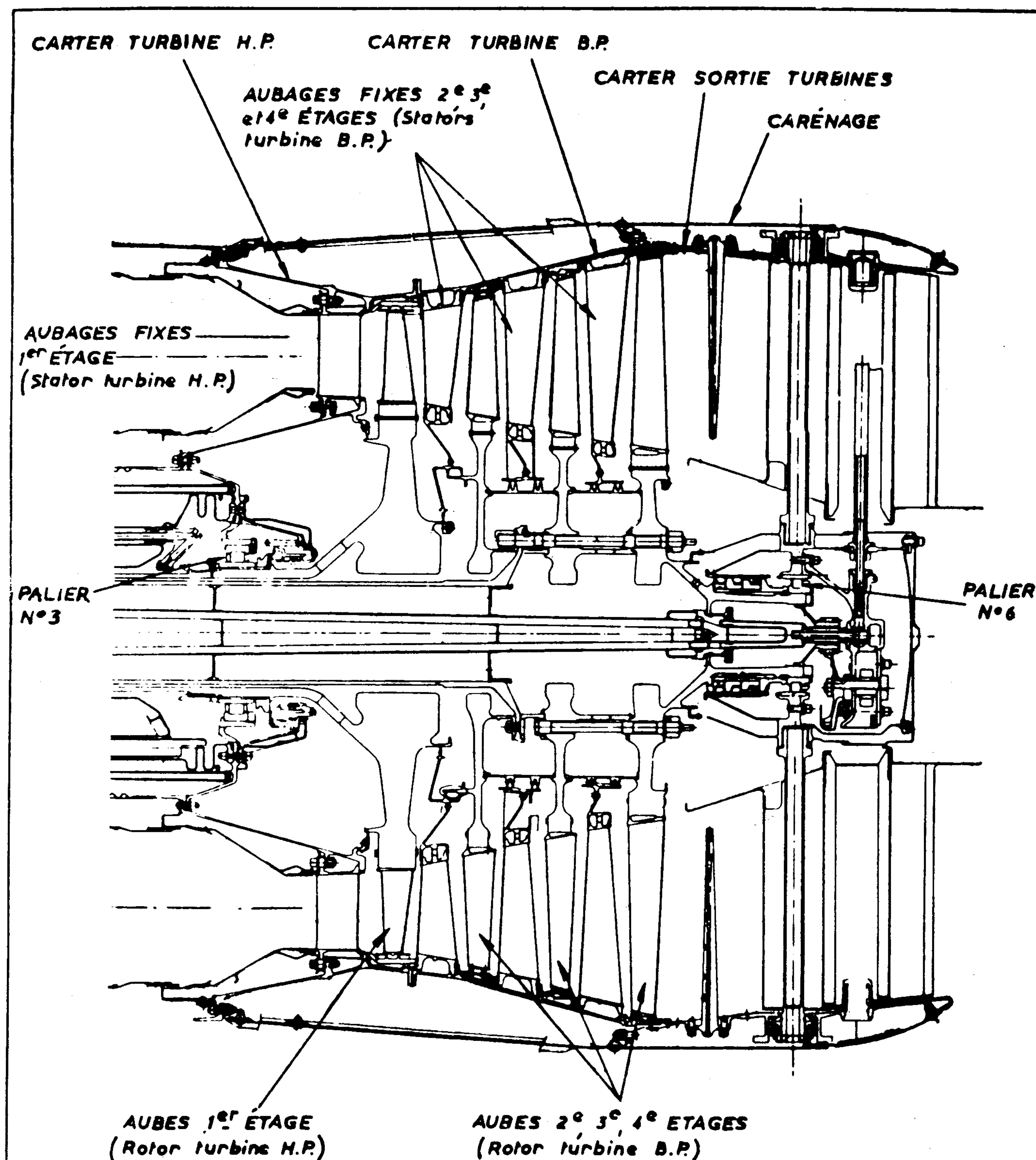
BOEING 727 - 228

- Description du réacteur -

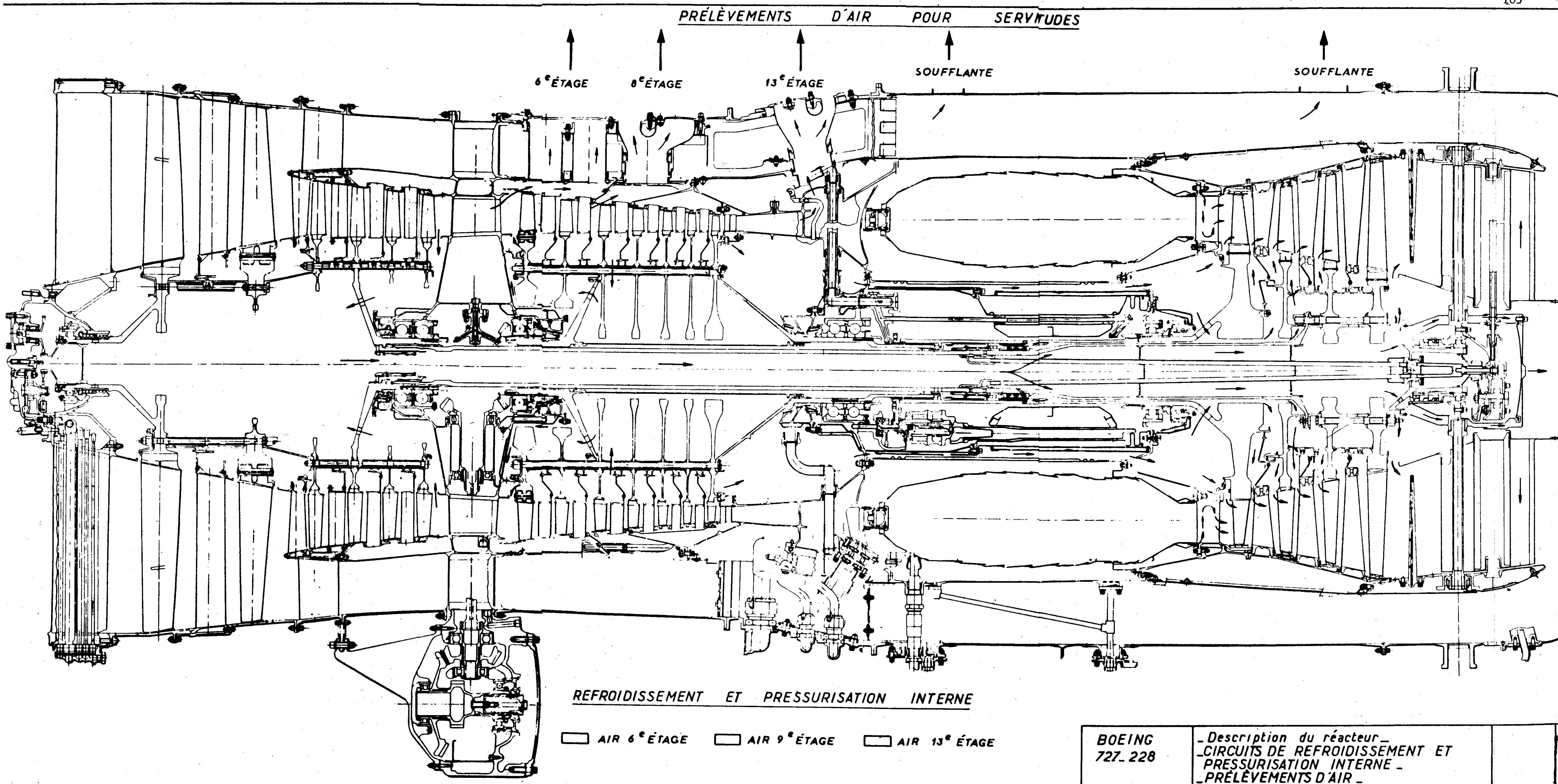
- COUPE D UN TUBE À FLAMME -



1. ERGOT DE RETENUE TUBE À FLAMME.
2. INJECTEUR DE CARBURANT.
3. GRILLE DE TOURBILLONNEMENT.
4. GUIDE ARRIÈRE DE TUBE À FLAMME.
5. VIS DE FIXATION GUIDE.
6. COLLECTEUR DE DÉCHARGE.
7. ÉLEMENT EXTERIEUR DU CONDUIT DE DÉCHARGE.
8. ÉLEMENT INTÉRIEUR DU CONDUIT DE DÉCHARGE.
9. AUBAGE FIXE D'ENTRÉE TURBINE



BOEING 727_ 228	_Description du réacteur. _TURBINES_


PRÉLÈVEMENTS D'AIR POUR SERVITUDES
6e ÉTAGE
8e ÉTAGE
13e ÉTAGE
SOUFFLANTE
SOUFFLANTE
REFROIDISSEMENT ET PRESSURISATION INTERNE
AIR 6e ÉTAGE
AIR 9e ÉTAGE
AIR 13e ÉTAGE
BOEING 727_228
Description du réacteur
CIRCUITS DE REFROIDISSEMENT ET PRESSURISATION INTERNE
PRÉLÈVEMENTS D'AIR

ROLLS ROYCE "CONWAY" ET "SPEY"

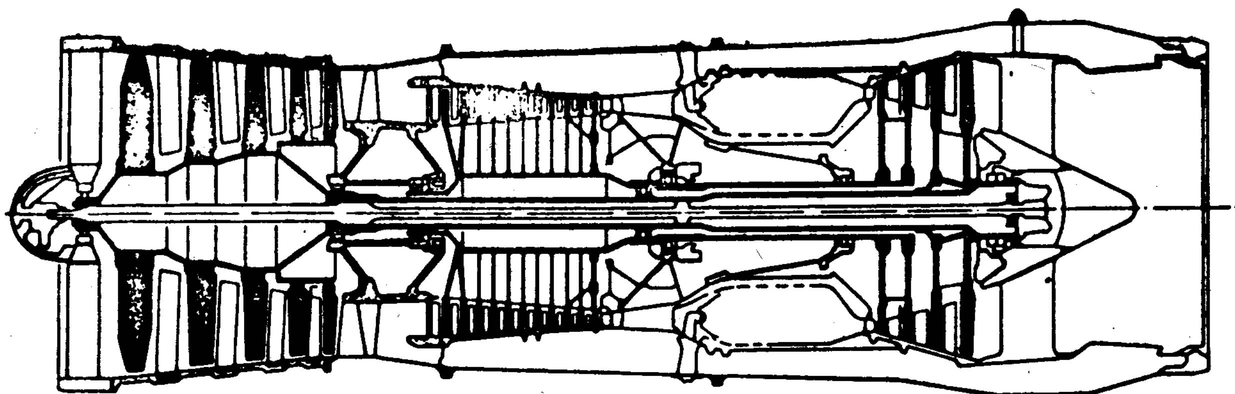
(By - Pass)

Dans sa variante RCO - 10, le "Conway" développe une poussée d'environ 4900 K avec un taux de compression supérieur à 10.

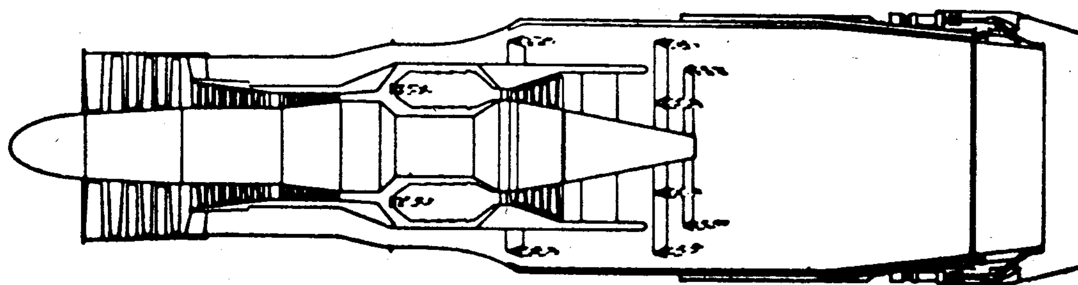
Le "Spey" est la suite du "Conway".

L'ensemble compresseur est constitué par un compresseur BP à 4 étages entrainé par une turbine à 2 étages, et un compresseur HP de 12 étages entrainé par une turbine HP à 2 étages.

Sur le "Spey" (RB 163-25) comporte un compresseur BP de 5 étages et un compresseur HP de 11 étages ; la poussée passa alors à 5100 K. Le taux de by-pass est de 1/1 et le taux de compression de 16,75/1.



Coupe schématique du turboreacteur "by-pass"
ROLLS - ROYCE R.B 163.25 "SPEY"



Coupe schématique du turboréacteur à double flux
TF. 106 (SNECMA)

G A R R E T T   A I R E S E A R C H   T F E   7 3 1

Ce moteur est destiné au FALCON 10 et présente une architecture particulière, différente de celle des moteurs déjà vus.

Il s'agit d'un moteur double flux, à ventilateur caréné, comportant :

- un ventilateur caréné à l'avant, sans aubes fixes, dont le flux se divise en un flux froid annulaire (70 à 80 %), et un flux qui passe à l'intérieur du moteur ;

- un compresseur axial BP (3 étages sur le 731, 4 étages sur le 731 - 2) ;

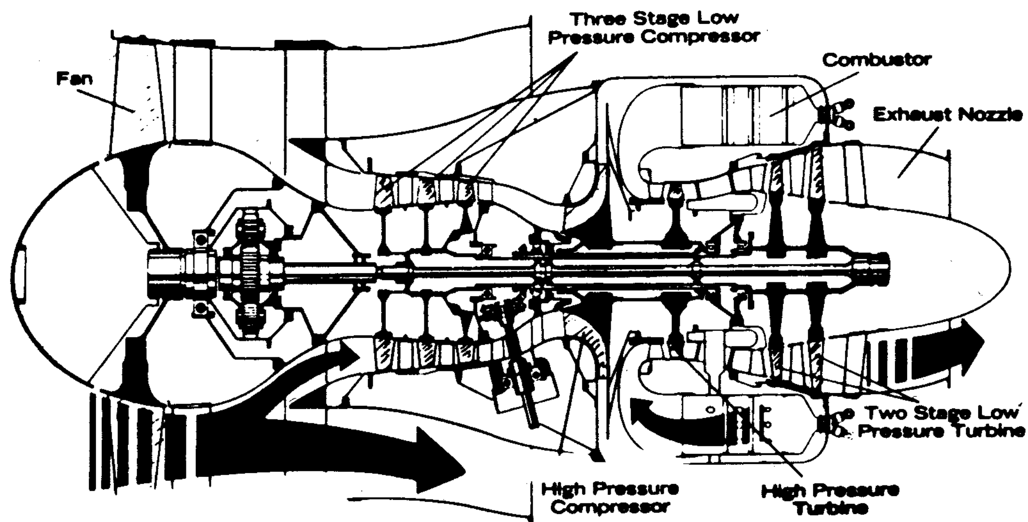
- un compresseur centrifuge HP qui reçoit l'air du compresseur axial et le refoule dans la chambre de combustion ;

- une chambre de combustion annulaire à flux inversé, où la circulation se fait de l'arrière vers l'avant ;

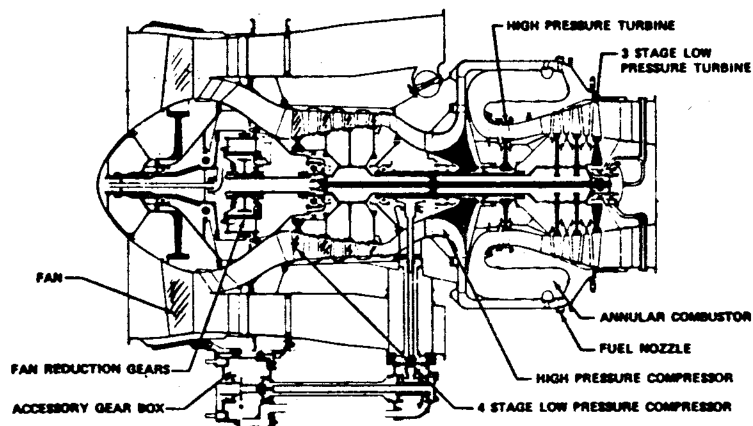
- une turbine HP entraînant le compresseur centrifuge HP

- des turbines BP (2 étages sur le 731, 3 étages sur le 731 - 2) qui entraînent le compresseur axial BP et, par l'intermédiaire d'un réducteur à engrenages, le ventilateur caréné avant, en lui assurant ainsi une vitesse de rotation optimale.

GARRETT AIRESEARCH



TFE 731



TFE 731-2

MOTEURS POUR AVIONS GROS PORTEURS SUBSONIQUES OU POUR AVIONS SUPERSONIQUE

Ces moteurs sont en principe destinés au Boeing 747, au Douglas DC 10, au Lockheed 1011, à l'Airbus A 300 B et à CONCORDE.

Il s'agit du Pratt et Whitney JT 9 D 3, du Rolls Royce RB 211-22, du Général Electric CF 6-6 ou CF 6-50, ou de moteurs dérivant de ces types de base, et de l'Olympus 593.

Les principales caractéristiques de ces moteurs sont résumées sur le tableau ci-après :

	P W JT9 D3	P W JT9 D7	R R RB 211-22	G E CF 6-6	G E CF 6-50
Poussée	19700 K	20412	18400	18140	21450
Taux de by pass	5	4,89	5	6,2	4,6
Rapport de pression	22/1	23/1	27/1	26,6/1	29,2/1
t°c entrée turbine	1175°		1220°	1260°	1260°
Soufflante	1 étage	1 étage	1 étage	1 étage 1/4	1 étage 3/4
Compresseur	BP:3-HP 11	BP:3-HP:11	HP:6étages MP:7étages	16 étages	15 étages
Turbine HP	2 étages	2 étages	MP:1 - MP:1	2 étages	2 étages
Turbine BP	3 étages	4 étages	3 étages	5 étages	5 étages
Chambres de combustion	annulaire	annulaire	annulaire	annulaire	annulaire
Nombre de corps	double corps	double corps	triple corps	double corps	double corps
Poids total	3844 k	4016	2884	3330	3675
Diamètre entrée d'air (soufflante)	2 m 40	2 m 40	2 m 17	2 m 19	2 m 19
débit d'air primaire	111 k/sec	116 k/sec			
débit total d'air	671,5 k/sec	687 k/sec		658 k/sec	

ROLLS ROYCE RB 211

1 - 1 Le RB 211 est un réacteur à triple corps et à double flux, dont la poussée actuelle est de 18 400 k (RB 211-22) ; elle pourra atteindre 20 000 k (RB 211 série 40) et même 22 000 à 25 000 k (RB 211 série 50).

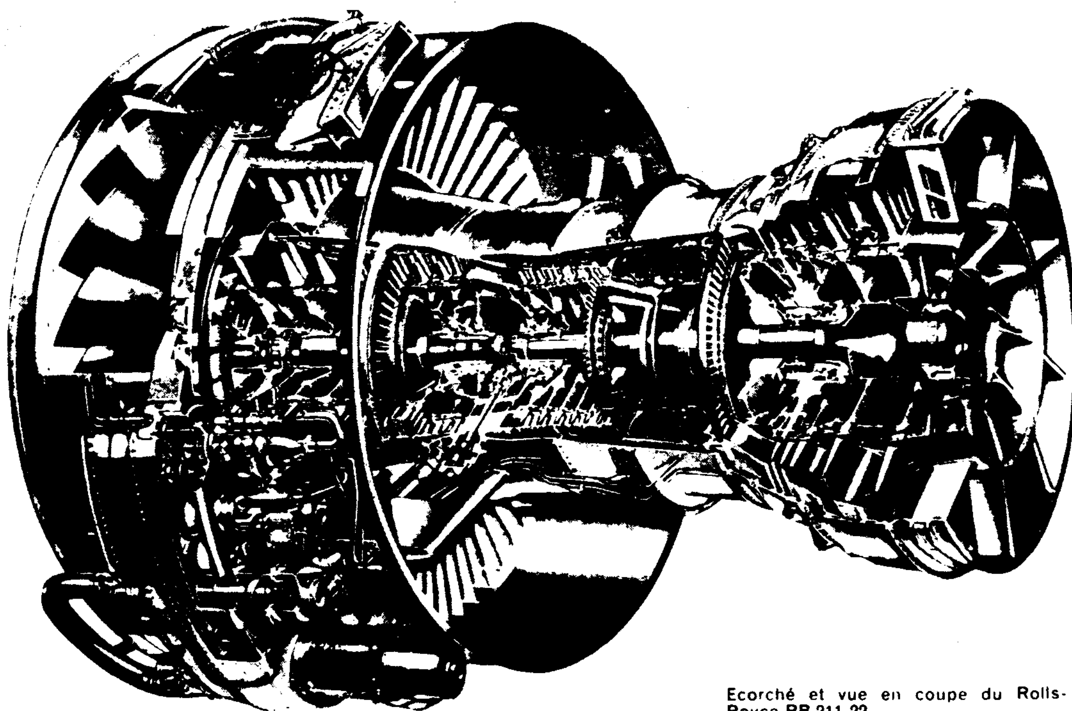
Conçu pour un taux de dilution de 5/1 au régime de croisière et un rapport total de pression de 27/1, le RB 211 possède une soufflante avant mono-étage sans aubes de guidage, entraînée par une turbine BP à 3 étages. Cet ensemble est mécaniquement indépendant du générateur de gaz, qui comprend un compresseur MP à 7 étages et un compresseur HP à 6 étages, respectivement entraînés par une turbine MP mono-étage et par une turbine HP mono-étage refroidie par de l'air circulant dans les canaux intérieurs des aubes. La première grille du stator du compresseur MP est munie d'aubes à incidence variable destinées à compenser les effets des fortes perturbations d'écoulement dans l'entrée d'air.

Les pales de la soufflante sont en Hyfil, matériau synthétique renforcé de fibres de carbone ; ce matériau, dont la masse est inférieure de 2/3 à celle du titane a pratiquement la résistance de l'acier tout en étant 5 fois moins lourd ; les pales en Hyfil sont donc non seulement très légères, mais sont aussi très robustes ; on peut donc avoir des caractéristiques améliorées avec profondeur accrue en bout de pale, allongement réduit d'où meilleur rendement et plus grande tolérance en ce qui concerne les perturbations d'écoulement dans l'entrée d'air. On envisage de doter les pales d'un revêtement métallique afin d'éviter leur endommagement par des corps étrangers.

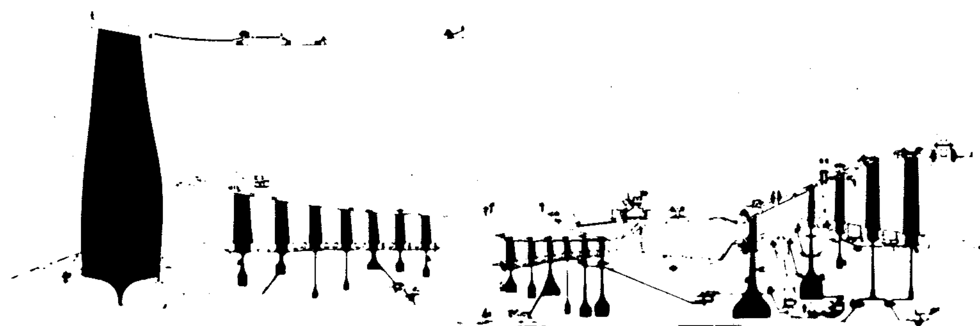
Tout le réacteur est conçu pour réduire le bruit : soufflante mono-étage sans aubes directrices, espacement optimal entre le bord de fuite des pales de la soufflante et le bord d'attaque des aubes fixes de la soufflante, rapport des nombres de pales, turbines HP et MP mono-étage.

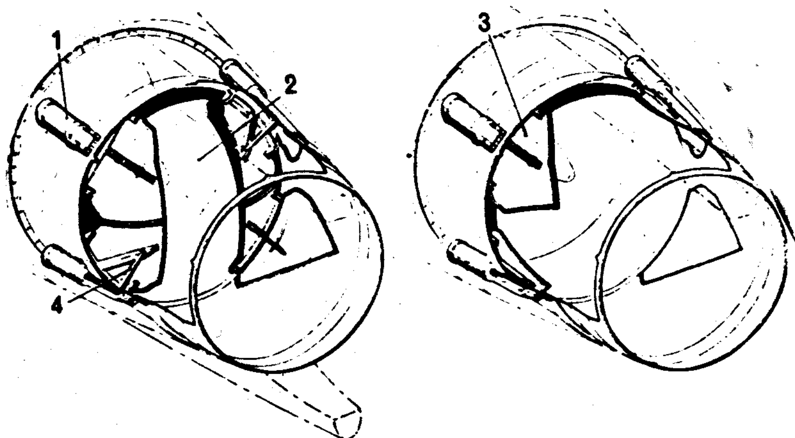
De plus, le triple corps offre une possibilité supplémentaire, par limitation de la vitesse du rotor BP sans qu'il en résulte une diminution de la poussée ; cette limitation est réalisée par 4 volets latéraux de tuyère qui, en position fermée, réduisent la section de 50 % : le bruit produit par la soufflante, la turbine BP et par les gaz d'éjection est donc réduit. Ces volets, commandés par le pilote, s'ouvrent automatiquement à la remise des gaz.

L'inverseur de poussée comprend un déviateur de jet sur la tuyère du flux primaire ; ce flux ne permettant pas de disposer d'une poussée importante pour le freinage, on ne réalise pas l'inversion complète mais seulement une déviation sur les côtés. Par contre le flux secondaire peut être entièrement dévié.



Ecorché et vue en coupe du Rolls-Royce RB.211-22.





TUYERE DE FLUX PRIMAIRE

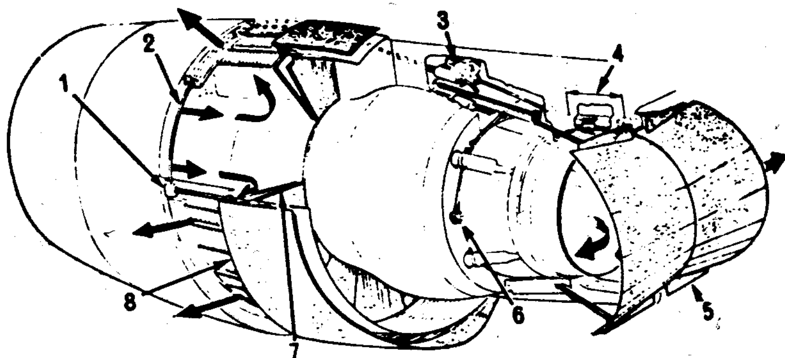
normale à droite ; volets fermés à gauche, pour réduction de bruit

1 - Vérin

2 - Ouverture avec volets fermés

3 - Volets ouverts

4 - Mécanisme de commande



INVERSEUR ET DEVIATEUR DE JET

1 - Renvoi et vérin

2 - Entraînement de l'inverseur

3 - Moteur

4 - Cde supérieure du déviateur

5 - Volet du déviateur

6 - Verrouillage du déviateur

7 - Volets fermés de l'inverseur

8 - Cascades de l'inverseur

PRATT ET WHITNEY JT 9D

1 - 2 Le JT 9 D est un réacteur à double corps et à double flux, dont la poussée va de 19731 k pour le JT 9 D3 à 20412 k pour le JT 9 D7, et à 21516 k pour le JT 9 D7 W.

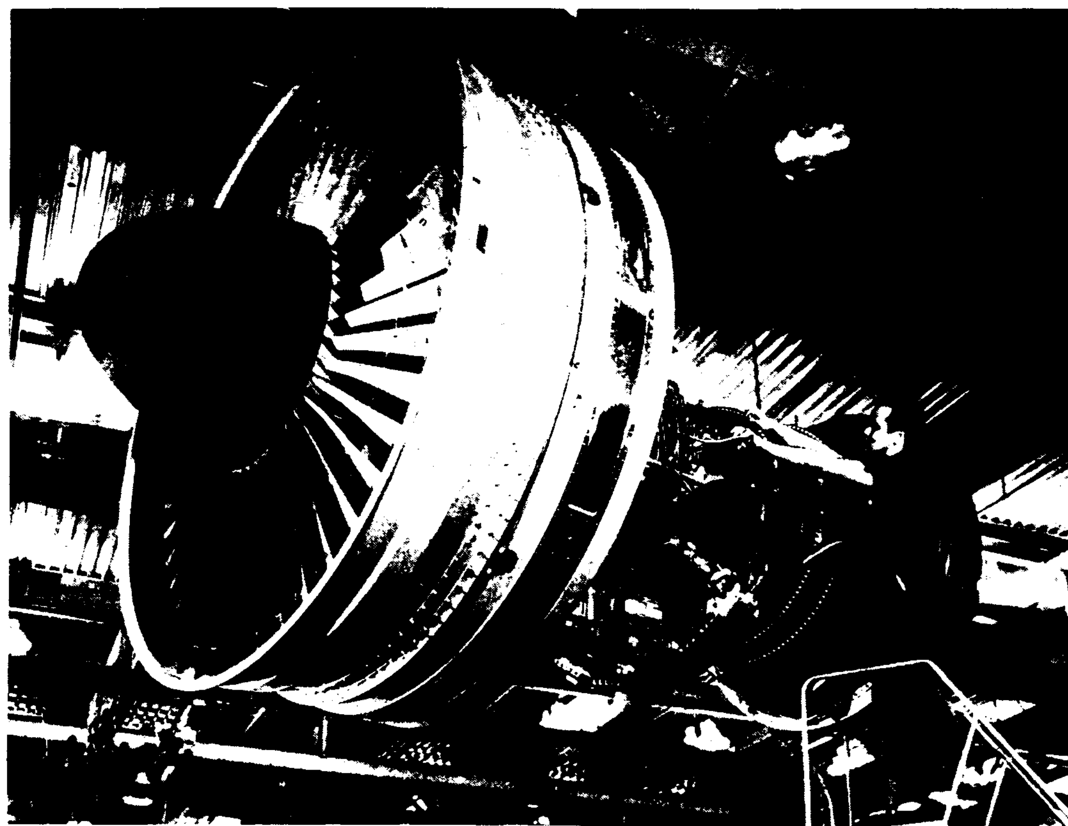
D'un taux de dilution de 4,89/1 pour le D7 et d'un rapport total de pression de 23/1, le JT 9D possède une soufflante avant sans aubages de prérotation. Faisant appel au titane pour les aubes de la soufflante et pour celles du compresseur BP, de nouveaux matériaux sont en cours d'étude et particulièrement le BORSIC, composé de nappes de fibres de bore revêtues de carbure de silicium et qui peuvent être enrobées dans une matrice de titane, d'aluminium ou de résine époxy.

La soufflante et le compresseur BP à 3 étages sont entrainés par une turbine BP à 4 étages (D7) dont l'usage n'a été possible que par le contrôle de l'écoulement tourbillonnaire permettant d'obtenir un degré de réaction presque régulier sur toute la longueur des aubes.

Le compresseur HP, à 11 étages, est entrainé par une turbine HP à 2 étages ; ce compresseur est à géométrie variable, les 4 premiers étages d'aubes fixes étant à incidence variable et asservis à la régulation de carburant ; on peut ainsi améliorer le rendement en croisière tout en conservant des marges suffisantes de pompage (à plus longue échéance, PW étudie des ailettes à fente pour les compresseurs).

De plus, les ailettes de turbine HP (rotor et stator) sont refroidies par une circulation interne d'air prélevé sur le compresseur ; la difficulté réside dans le fait que l'air de refroidissement doit rejoindre le flux principal sans affecter outre mesure le rendement aérodynamique : l'obliquité de la fente de sortie évite pratiquement toute perturbation.

La chambre de combustion, du type annulaire, empêche par son principe une combustion imcomplète par un apport d'air supplémentaire dans la zone primaire ; l'injection s'effectue en amont de la zone de combustion primaire, ce qui permet son mélange préalable à l'air et sa pulvérisation au-dessus de la zone d'accrochage de la flamme. Cette méthode de prévaporisation donne une bonne répartition des températures et un jet de gaz sans fumée visible.



VUE EN COUPE DU REACTEUR PRATT ET WHITNEY JT 9 D

MONTRANT SES CARACTÉRISTIQUES D'ENTRETIEN MODULAIRE ET DE FACILITÉS DE REMPLACEMENT DES SOUS-ENSEMBLES

ETAGE UNIQUE DE LA SOUFFLANTE

COMPRESSEURS BASSE PRESSION

COMPRESSEURS HAUTE PRESSION

CHAMBRE DE COMBUSTION ANNULAIRE

TURBINE HAUTE PRESSION A 2 ETAGES

TURBINE BASSE PRESSION A 4 ETAGES

GENERAL ELECTRIC CF6-6 ET 6F6-50

1 - 3 Le CF 6-6 est en principe destiné au DC 10-10 ; son développement CF 6-50 serait monté sur le DC 10-30.

Le CF 6 est caractérisé :

- par un taux de dilution élevé (6,2/1 pour le CF 6-6, 4,5/1 pour le CF 6-50

- par une poussée de 18140 k pour le CF 6-6 et 21450 k pour le CF 6-50

- par un rapport total de pression de 26,6/1 pour le CF 6-6 et de 29,2/1 pour le CF 6-50.

Il s'agit d'un réacteur à double corps et à double flux possédant une soufflante avant sans aubages de pré-rotation.

- La soufflante du CF 6-6, réalisée à 75 % en titane, est dite à 1/4 d'étage ; celle du CF 6-50 est dite à 3/4 d'étage. Ceci veut dire que la soufflante est suivie de petits étages supplémentaires qui suralimentent le compresseur HP.

Ce compresseur est à 16 étages sur le CF 6-6, à 15 étages sur le CF 6-50

- En aval de la soufflante, on trouve aussi un système de régulation du flux secondaire et une tuyère à 2 positions pour le flux secondaire.

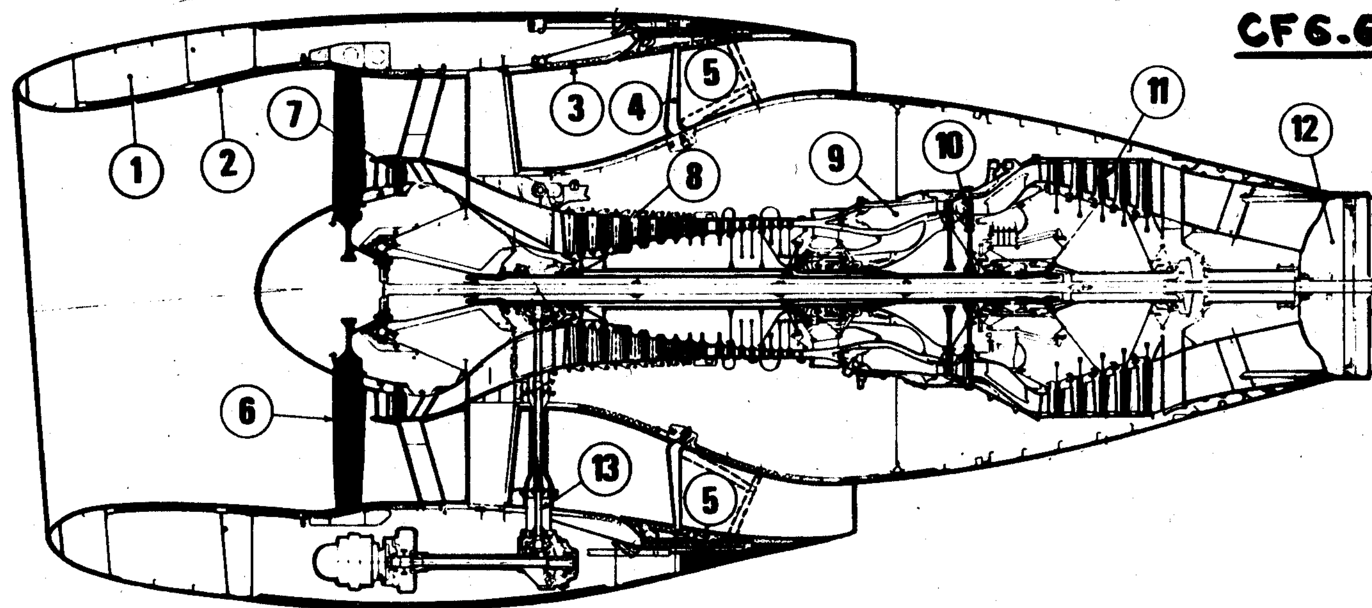
- La soufflante est entraînée par une turbine BP 5 étages ; le compresseur HP est entraîné par une turbine HP à 2 étages refroidis par l'air.

- Les 7 premiers étages du compresseur comportent des aubes de stator à incidence variable.

- Le système de régulation du flux secondaire est constitué par des volets réglables situés entre le canal de flux primaire et le canal de flux secondaire devant l'entrée du compresseur ; dans certaines conditions, l'ouverture de ces volets permet de dériver dans le canal de flux secondaire de l'air préalablement comprimé. La tuyère à géométrie variable permet de réduire la vitesse d'écoulement du flux primaire sans diminuer les performances du réacteur, d'où abaissement du niveau de bruit.

- La chambre de combustion est du type annulaire ; elle est protégée de la surchauffe par une couche d'air périphérique très mince ainsi que par des panneaux assurant le refroidissement par convection. Des générateurs de tourbillons laissent pénétrer une plus grande quantité d'air dans la zone de combustion, créant ainsi un mélange plus pauvre, donc moins de fumée.

- La turbine HP à 2 étages est conçue pour fonctionner à des températures de l'ordre de 1260°C ; il est nécessaire d'utiliser un système maintenant la température des pièces à un niveau plus bas qu'avec les systèmes classiques : le contrôle du gradient thermique est assuré par le refroidissement par pellicule d'air.



1 - *Carénage d'entrée*
2 - *Matériau absorbant le bruit*
3 - *Intercepteur et grille*
4 - *d'inversion du flux de*
5 - *dilution*
6 - *Soufflante*
7 - *Compresseur B P*
8 - *Compresseur H P*
9 - *Chambre de combustion*
10- *Turbine H P*
11- *Turbine B P*
12- *Intercepteur de gaz, supprimant la poussée*
13- *Relais d'accessoires*

CF6.50

B C D E A K F I G H

A - Soufflante
B - Trois quarts d'étage
C - Volets régulation du flux secondaire
D - Turbine H P
E - Tuyère à 2 positions
F - Turbine B P
G - Chambre de combustion

MOTEUR POUR AVION SUPERSONIQUE

BRISTOL SIDDELEY OLYMPUS 593

1 - 4 Destiné au CONCORDE, l'Olympus 593 doit répondre à des conditions opérationnelles très variées telles que décollage, montée subsonique, accélération transsonique, croisière supersonique, descente et attente subsonique ; une exigence primordiale est celle de la poussée en croisière supersonique liée à une consommation spécifique assez faible.

Le propulseur se compose de 3 ensembles : l'entrée d'air, le réacteur, le canal d'éjection.

1 - Le réacteur Olympus 593 donne :

poussée au décollage sans réchauffe : 14900 k (Olympus 593-2B)
15750 k (Olympus 593-3B)

rapport de pression : 14/1

débit massique d'air : 204 k/s

C'est un réacteur à double corps, comprenant :

- entrée d'air en acier, portant le support du palier avant par 17 bras ; le dégivrage se fait par prélèvement d'air dans la zone des chambres de combustion

- compresseur BP à 7 étages ; rotor et stator sont en titane

- carter intermédiaire en acier

- compresseur HP à 7 étages : rotor et stator des 3 premiers étages sont en titane ; les 4 derniers en acier résistant aux hautes températures

- diffuseur et section de combustion : le diffuseur de sortie du compresseur est en acier. La chambre de combustion est du type mixte à 8 chambres interconnectées ; les aubages fixes de sortie des chambres forment le distributeur devant la turbine et sont refroidis par air

- une turbine HP et une turbine BP ; les aubes du rotor HP sont refroidies avec de l'air prélevé sur le 5ème étage HP ; les disques des turbines HP et BP sont également refroidis par l'air du 5ème étage

- une réchauffe, montée sur le cône d'échappement

- canal d'éjection et tuyère primaire : la tuyère primaire participe à la régulation du réacteur par 36 volts mobiles.

2 - Le réacteur possède son entrée d'air individuelle de forme rectangulaire ; la compression supersonique est effectuée extérieurement en réduisant la vitesse de l'air au moyen d'un contrôle des ondes de choc jusqu'à obtention d'un écoulement subsonique ; ensuite la vitesse étant inférieure à Mach 1, l'air est comprimé par un diffuseur subsonique jusqu'à une vitesse acceptable pour le réacteur. L'efficacité dans toute la gamme des vitesses est obtenue par une rampe à pente variable dans la partie supérieure de l'entrée d'air, l'entrée d'air pouvant faire varier la section du col en fonction du Mach.

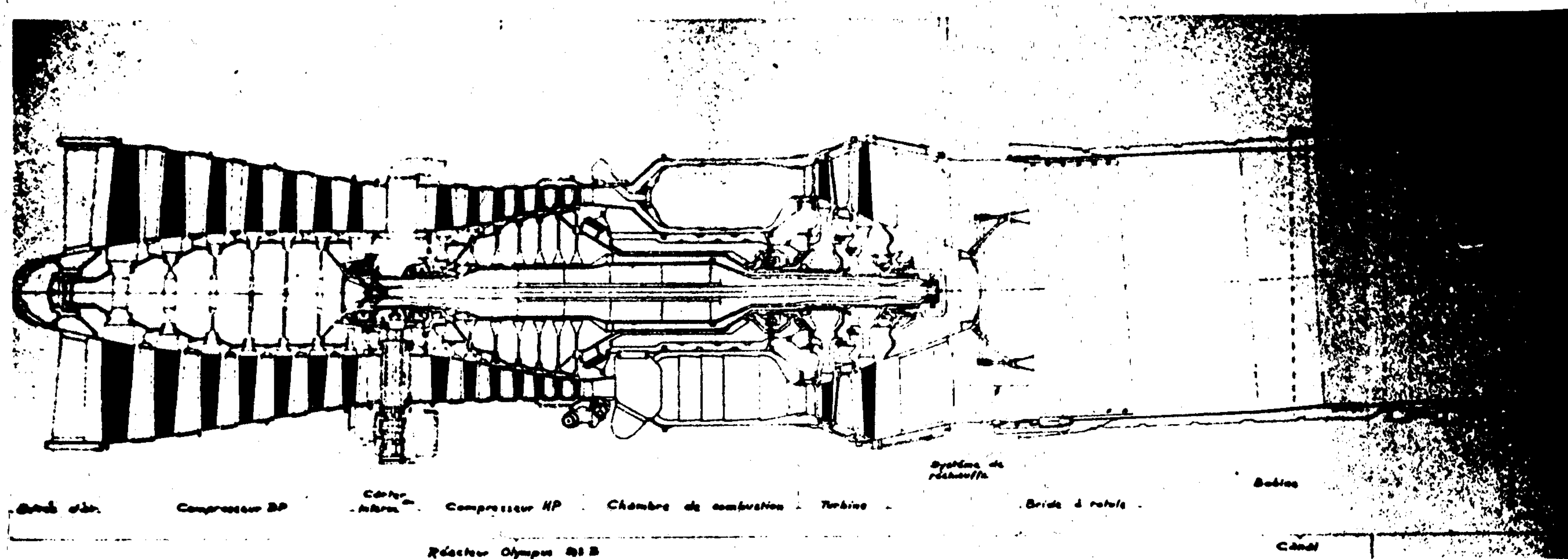
Dans la partie inférieure de l'entrée d'air on trouve une porte auxiliaire pouvant, suivant son sens d'ouverture, permettre à l'excès d'air de s'écouler vers l'extérieur ou augmenter le débit de l'entrée d'air pendant le roulage, le décollage ou le subsonique.

3 - L'ensemble d'éjection comporte une tuyère primaire convergente, à section variable par volets, et une tuyère secondaire munie de volets pouvant la rendre convergente ou divergente ; en vol subsonique, le rendement est amélioré par l'ouverture de portes tertiaires situées devant le col de la tuyère primaire.

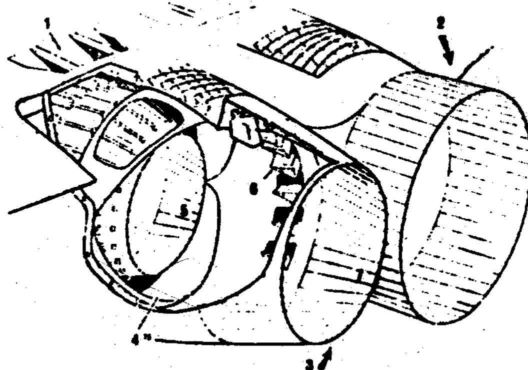
4 - Enfin, un système de réchauffe a pour fonction essentielle d'améliorer la poussée au décollage ; les variations de section de la tuyère maintiennent alors les taux de détente des turbines.

NOTA 1 - A signaler les études en cours sur un type de tuyère dit "à reverse aval" où les obstacles sont supprimés et remplacés par des coquilles de grandes dimensions qui assurent à elles seules le rejet vers l'avant. On peut ainsi améliorer le rendement aérodynamique de la tuyère et gagner du poids.

2 - Sur l'Olympus 593 Mk 621, la chambre de combustion sera annulaire ; il y aura aussi adaptation d'une zone d'entrée de compresseur différente avec modification correspondante des premiers étages du compresseur BP.

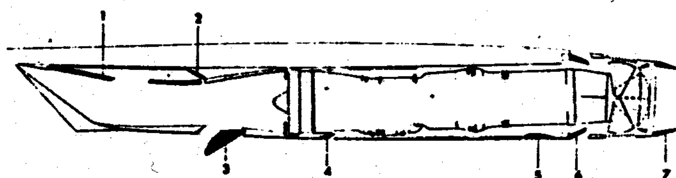

Système de réchauffe
Compresseur BP
Compresseur HP
Chambre de combustion
Turbine
Bride à rotule
Réacteur Olympus
Canal

OLYMPUS 593



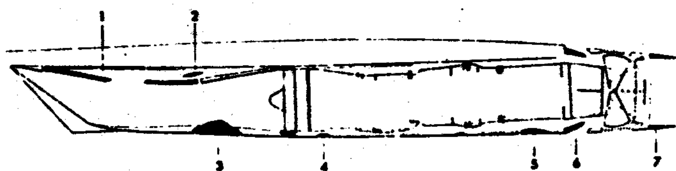
ENSEMBLE D'EJECTION

1 - Portes tertiaires
2 - Tuyères en position supersonique
3 - Tuyère en position subsonique
4 - Ecrans des inverseurs de poussée
5 - Tuyère primaire
6 - Augets de silencieux
7 - Tuyère secondaire



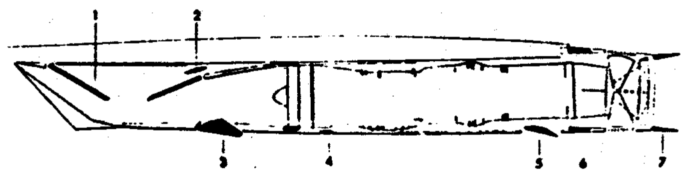
A - DECOLLAGE

1 - Rampes mobiles relevées
2 - Vanne de ventilation fermée
3 - Volet de décharge ouvert
4 - Volet air refroidissement ouvert
5 - Volet décharge A R fermé
6 - Portes tertiaires ouvertes
7 - Tuyère secondaire convergente



B - ACCELERATION TRANSSONIQUE

1 - Rampes mobiles relevées
2 - Vanne ventilation ouverte
3 - Volet de décharge fermé
4 - Volet air refroidissement fermé
5 - Volet de décharge arrière fermé
6 - Portes tertiaires ouvertes
7 - Tuyère secondaire flottante



C - CROISIERE à M 2

1 - Rampes mobiles abaissées
2 - Vanne ventilation ouverte
3 - Volet de décharge ouvert à l'A R
4 - Volet air refroidissement fermé
5 - Volet décharge arrière ouvert
6 - Portes tertiaires fermées
7 - Tuyère secondaire divergente

1 - 5 LES TURBOREACTEURS DE SUSTENTATION.

L'avènement des avions S. T. O. L. et V. T. O. L. a vu naître une nouvelle catégorie du turbomachine : les turboréacteurs de sustentation. L'utilisation particulière de ce type de réacteur a conditionné sa conception et sa fabrication. En effet, le critère principal de conception est le temps d'utilisation de ces réacteurs : ce réacteur est destiné à assurer le décollage d'un avion en exerçant une certaine poussée pendant le temps du décollage, temps très court, de l'ordre de la minute.

Compte-tenu de ces impératifs, on a pu concevoir des réacteurs simples et légers. Ainsi, le compresseur qui normalement est en alliage léger, ou en acier, sera en matière plastique. Le système de régulation est réduit au minimum, compte tenu du fait qu'il est destiné à fonctionner au voisinage du sol (pas de correction barométrique, par exemple).

L'exemple le plus démonstratif est le turbo-réacteur de sustentation ROLLS-ROYCE RB 162. C'est un turboréacteur fournissant une poussée de 2000 daN pour une masse de 125 kg (fixation du réacteur et accessoires montés sur moteur compris), ce qui représente un rapport Poussée/masse de 16/1.

Les accessoires, réduits au minimum, comprennent :

- un système de régulation de carburant, logé à l'avant du compresseur, dans le moyeu,

- un système élémentaire de graissage, envoyant une giclée d'huile dans chaque palier, au moment du démarrage,

- des arrivées d'air à la turbine, pour le démarrage par air comprimé,

- des allumeurs électriques,

- des raccords de prélèvement d'air au compresseur pour le cas où on a besoin d'air comprimé pour la stabilisation de l'avion.

Le RB 162 est d'un encombrement relativement faible puisqu'il mesure 63,5 cm de diamètre et 127 cm de haut. Le rapport de compression varie de 4 à 4,5 suivant la proportion d'air prélevé pour la stabilisation de l'avion. La construction en est aussi simple que possible. Il n'y a qu'un compresseur axial à 6 étages, une chambre de combustion annulaire, une turbine à étage unique et deux paliers. On a pu de cette façon réduire considérablement le poids de la structure aux dépens de la consommation de carburant, celle-ci ayant relativement peu d'importance, dans le cas d'un réacteur de sustentation.

De plus, on a eu recours à des matériaux nouveaux pour arriver à plus de légèreté et à un prix de fabrication moins élevé : c'est ainsi que le carter et les aubes de compresseurs (à l'exception du premier étage d'aubes mobiles) sont en stratifiés de tissu de verre et que la roue de turbine est en titane.

Enfin, on peut noter que l'entretien de ce type de moteur est extrêmement réduit, et ne représente qu'une très faible proportion du travail d'entretien nécessité par un turboréacteur de propulsion normal.

Parallèlement au réacteur de sustentation pur, s'est développé un nouveau type de réacteur ; le réacteur assurant à la fois, la propulsion et la sustentation. Cette solution fait apparaître sur le réacteur des tuyères orientables contrôlant la direction du jet. Cette formule est très séduisante parce qu'elle réduit au minimum le nombre des moteurs, mais par contre, elle comporte de très graves risques en cas de panne au décollage ou à l'atterrissage. Dans cette catégorie de turboréacteur on peut citer le BRISTOL-SIDDELEY "PEGASUS" BS. 53 qui équipe le HAWKER P. 1127. Le BS. 100 sera un dérivé du moteur précédent comportant un rapport de pression plus élevé, un rapport de dérivation moindre et une chauffe de flux froid, permettant d'augmenter la poussée de 30 % au décollage et de 90 % à M = 2. Ce moteur équipera le V. T. O. L. supersonique P 1154, dérivé du P 1 127 et dont l'étude vient de commencer.

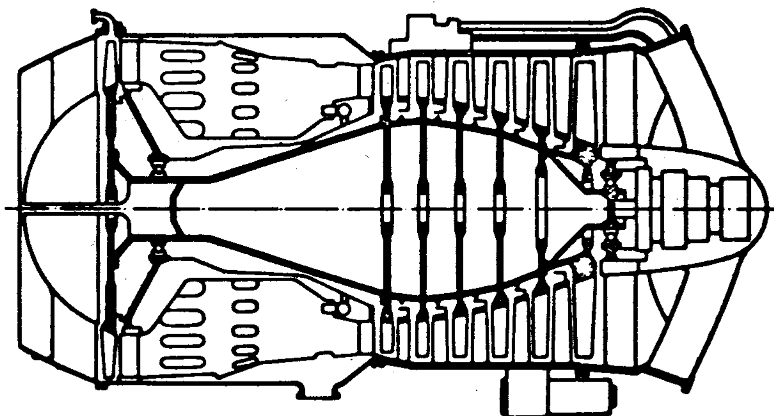
<u>NOTA</u> : Rolls Royce sort maintenant le RB 202, d'un diamètre de 1,485 m et h = 0,864 m dont les caractéristiques sont :

Poussée : 3600 k

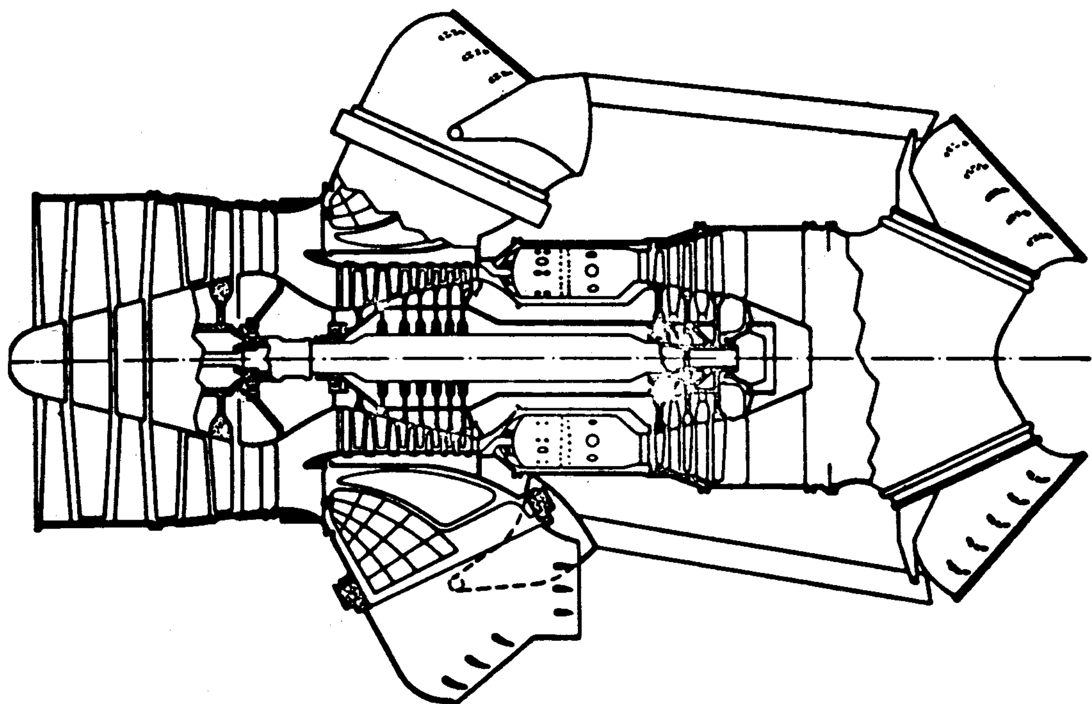
Taux de dilution : 10/1

Vitesse moyenne des gaz éjectés : 196 m/s

La version RB 202-25 développe 5935 k avec un taux de dilution de 9,5/1



COUPE SCHEMATIQUE DU RB 162



COUPE SCHEMATIQUE DU T.R. "PEGASUS".

1 - 6 LES TURBOPROPULSEURS.

Si le moteur à piston est de moins en moins utilisé en Aéronautique, l'hélice, elle, perd beaucoup moins de terrain du fait qu'elle est beaucoup plus avantageuse que la propulsion par jet au-dessous de 500 km. h (décollage, vols de surveillance, vols de longue autonomie, etc...) et du fait aussi que son rendement et sa sûreté de fonctionnement sont actuellement excellents. Ces considérations expliquent le développement continu des turbopropulseurs.

Le principe de fonctionnement d'un turbopropulseur est simple: au lieu de détendre les gaz dans une tuyère pour obtenir l'accélération de la masse d'air traversant la machine, et obtenir ainsi une poussée, on détend les gaz dans une ou un groupe de turbine, et la puissance récupérée est utilisée pour actionner une hélice, par l'interdmédiaire d'un réducteur. Il reste, malgré tout, une poussée résiduelle qui vient s'ajouter à la traction de l'hélice.

Il existe trois grandes familles de turbo-propulseurs :

- les turbopropulseurs à turbines liées dans lesquels la ou les turbines de travail liées à l'hélice sont solidaires de l'ensemble compresseur-turbine de la turbomachine.

- Les turbopropulseurs à turbines libres dans lesquels les turbines de travail liées à l'hélice sont indépendantes de la turbomachine.

- Les turbopropulseurs à deux étages qui diffèrent des précédents par l'adjonction sur l'arbre de l'hélice d'un premier compresseur alimentant le compresseur de la turbomachine.

Il faut noter que, suivant le constructeur l'ensemble compresseur est soit axial, soit centrifuge, soit une combinaison des deux types de compresseurs précédents.

Il ne sera pas fait d'étude du turbopropulseur et de ses performances. On se contentera de donner quelques exemples de réalisations qui sont montées ou qui seront montées, dans un avenir très proche sur avions.

Dans la catégorie des machines de faible puissance, on peut citer les réalisations FRANCAISES de TURBOMECA, avec les turbopropulseurs BASTAN et ASTAZOU. Ces deux machines sont constituées par un ensemble compresseur à deux étages (le premier axial, le second centrifuge), une chambre de combustion annulaire, et plusieurs étages de turbines (2 pour l'ASTAZOU, 3 pour le BASTAN). L'ASTAZOU, d'une puissance de l'ordre de 400 kw est monté en particulier sur le NORD 1110 et le POTEZ 840.

Le BASTAN, d'une puissance de l'ordre de 750 kw équipe en particulier le NORD-AVIATION 262 "Super-broussard" et le M. D. DASSAULT "Communauté". La catégorie des moyennes et fortes puissances est le domaine de la construction Anglaise et Américaine. On peut citer :

- Le ROLLS-ROYCE "TYNE" : c'est un turbopropulseur à compresseur axial à double corps qui est constitué par deux compresseurs axiaux placés l'un à la suite de l'autre, et tournant à des vitesses différentes, ce qui permet d'obtenir un rapport de compression optimum pour chacun des deux compresseurs et par suite un rapport de compression maximum pour l'ensemble (de l'ordre de 13/1). Le "Tyne" a une chambre annulaire et 4 turbines : une turbine HP qui entraine le compresseur HP et 3 turbines BP qui entraînent le compresseur BP et l'hélice par l'intermédiaire d'un réducteur. La puissance maximum sur l'arbre est de l'ordre de 4 000 kw et la poussée résiduelle de 500 daN. Ce turbopropulseur est monté, en particulier, sur le C. 160 "TRANSALL".

- Le ROLLS-ROYCE "DART" : c'est un turbopropulseur à deux étages de compresseur centrifuge, sept chambres de combustion séparées et trois turbines. C'est un turbopropulseur à turbines liées. D'une puissance de l'ordre de 1 500 kw, le "Dart" est monté, en particulier, sur le VICKERS VISCOUNT et le cargo ARGOSY.

1 - 7 LES TURBOMOTEURS.

Le principe de fonctionnement est identique à celui du turbopropulseur, mais l'arbre de puissance actionne, non plus une hélice de traction, mais un rotor d'hélicoptère, ou une soufflante de sustentation. Parmi les différentes réalisations, on peut citer :

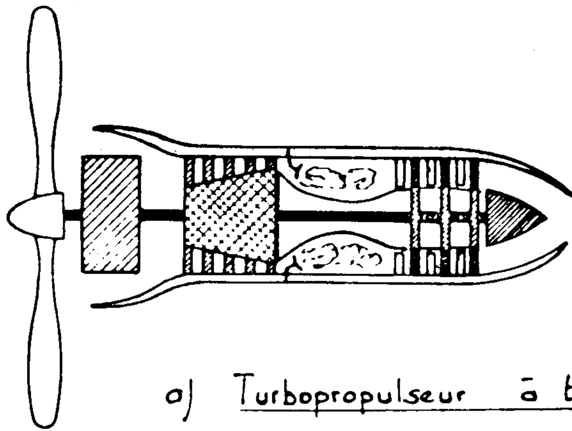
- l'ARTOUSTE (TURBOMECA) qui, dans des versions différentes, équipe les hélicoptères ALOUETTE II et III,

- le BI-BASTAN (TURBOMECA) destiné à remplacer les moteurs à pistons sur les hélicoptères H.34 et VERTOL H.211,

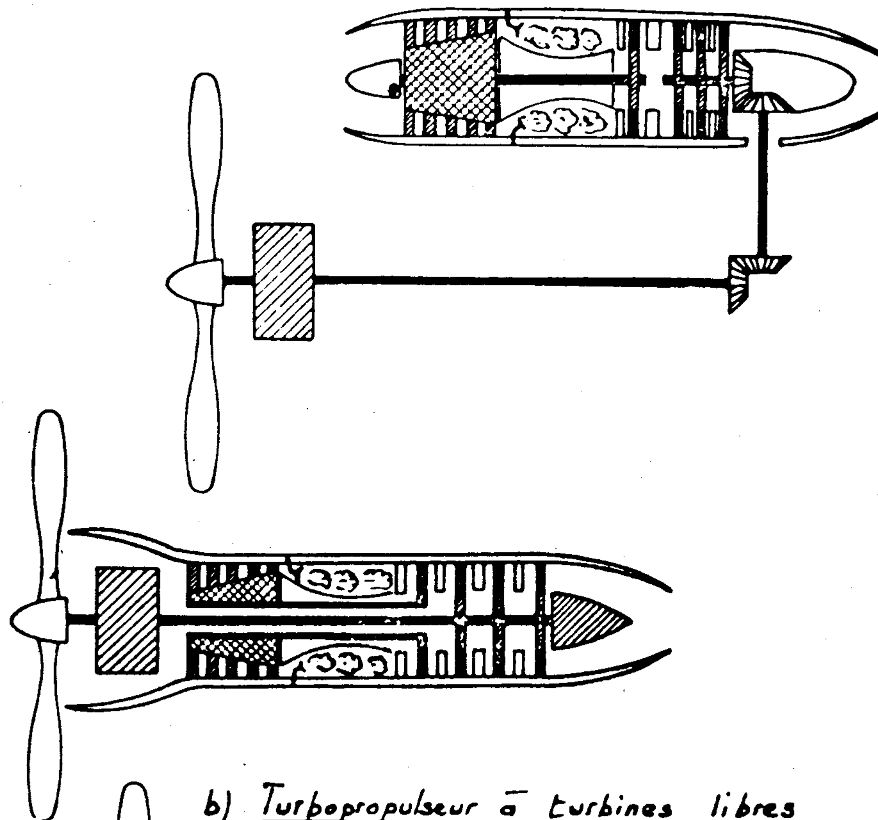
- le TURMO III (TURBOMECA) qui est destiné au "FRELON" de SUD-AVIATION,

- le T. 58 (GENERAL ELECTRIC) qui équipe l'hélicoptère de lutte anti-sous-marine SIKORSKY H.SS-2.

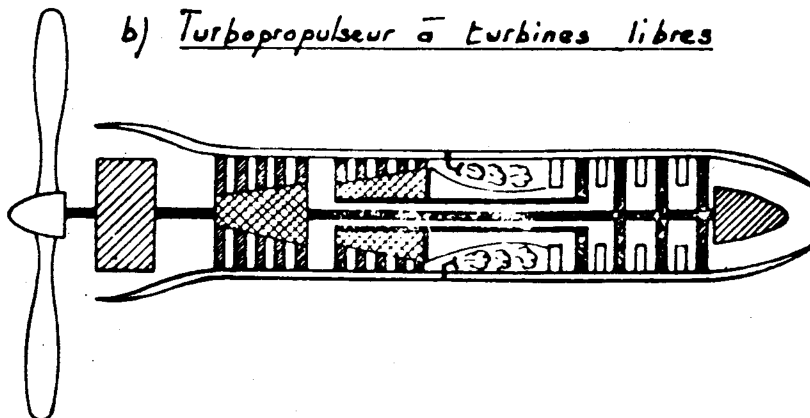
Bien que la turbomachine à combustion interne soit encore chère et fragile, comparée à la turbine hydraulique ou la turbine à vapeur, les turbogénérateurs à gaz se sont imposés comme générateurs d'appoint aux utilisateurs ayant besoin d'une puissance de pointe élevée ou d'une source d'énergie facilement transportable. En France, la SNECMA à livré à l'E. D. F. une turbine industrielle de 10 Mw, la M.33 et va livrer bientôt à la Marine, des turbines dérivées, les M.38.



a) Turbopropulseur à turbines liées.



b) Turbopropulseur à turbines libres



c) Turbopropulseur à deux étages

Différents types de turbopropulseurs

ROLLS-ROYCE DART 532-7

Monté sur le FOKKER F 27.

1 - PERFORMANCES.

1-1 Puissance au décollage :

avec injection eau-méthanol 2078 cv + 258 k/poussée

sans injection 1936 cv + 225 k/poussée

1-2 Vitesse de rotation : 15 000 t/m.

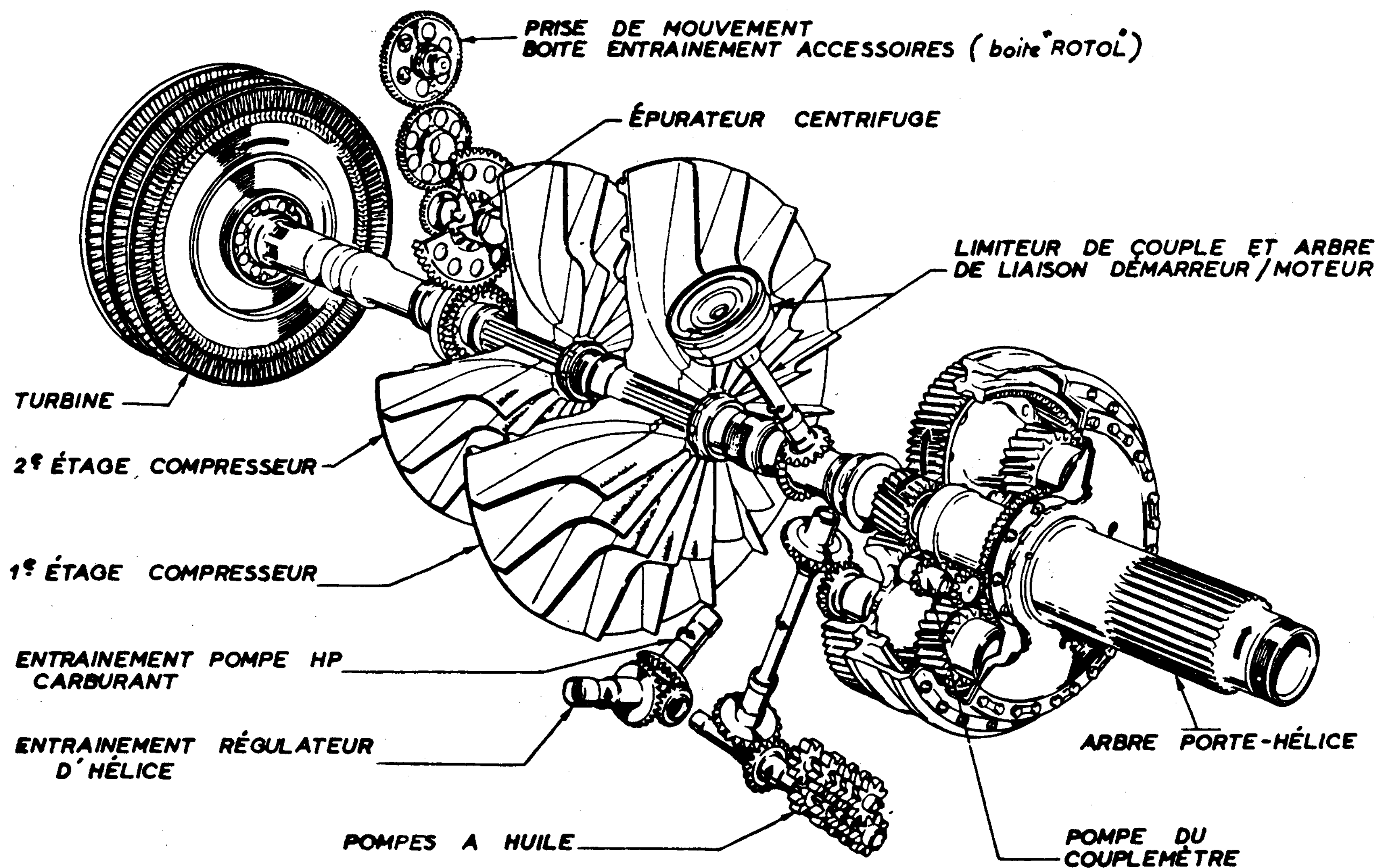
1-3 Rapport manométrique du compresseur 5,62/1

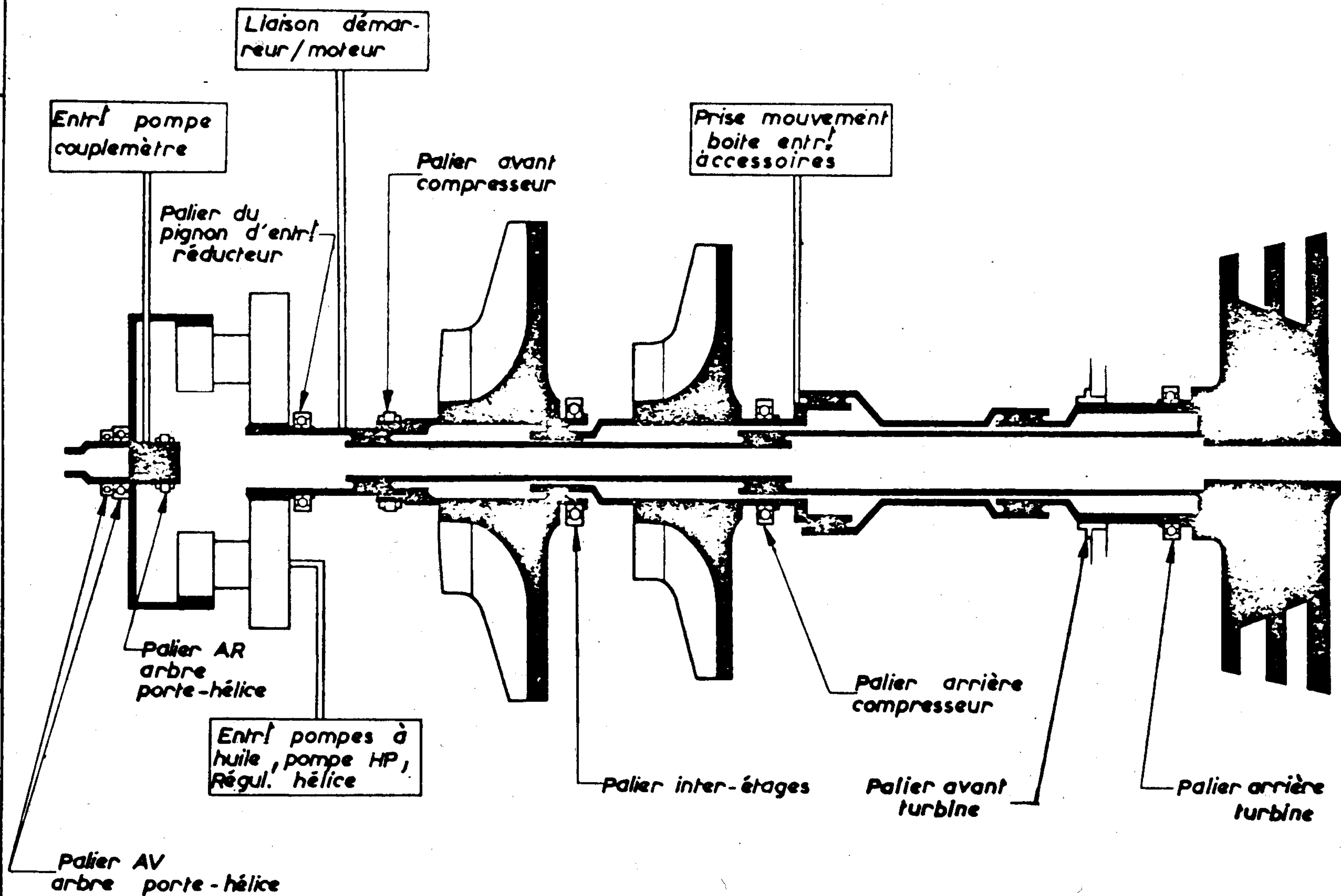
2 - Les ensembles tournants sont constitués par un attelage compresseur-turbine entrainant l'arbre porte hélice par l'intermédiaire d'un réducteur. Cette attelage comprend 2 arbres concentriques : l'arbre extérieur liant la turbine et le compresseur tandis que l'arbre intérieur transmet au réducteur la puissance turbine disponible pour la propulsion.

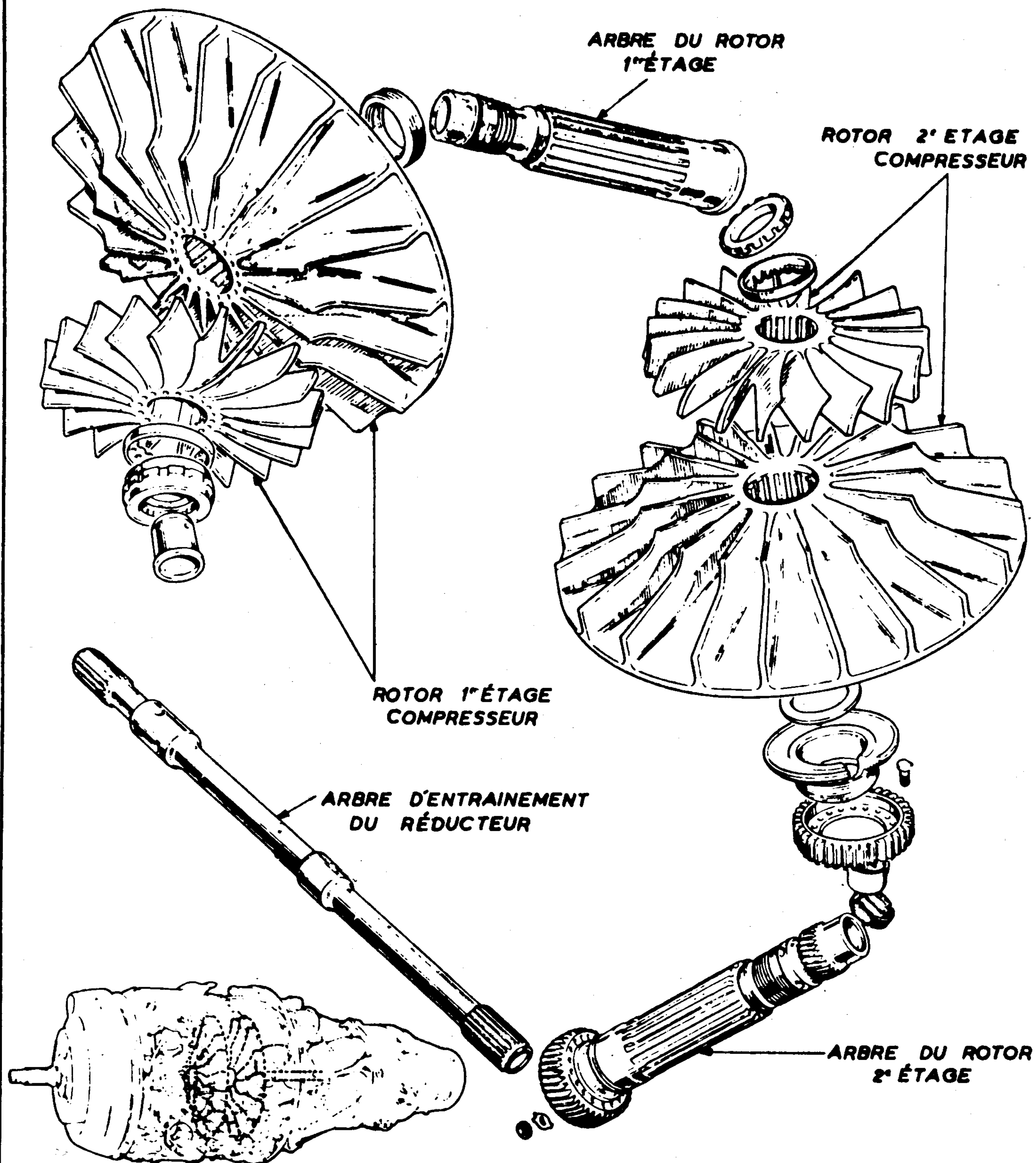
Le compresseur est du type centrifuge à 2 étages ; la turbine axiale est à 3 étages.

3 - Chambres de combustion : 7 chambres de combustion séparées, alimentées chacune par le compresseur ; il y a 1 injecteur par chambre, et les 7 chambres sont reliées entre elles par des raccords d'intercommunication.

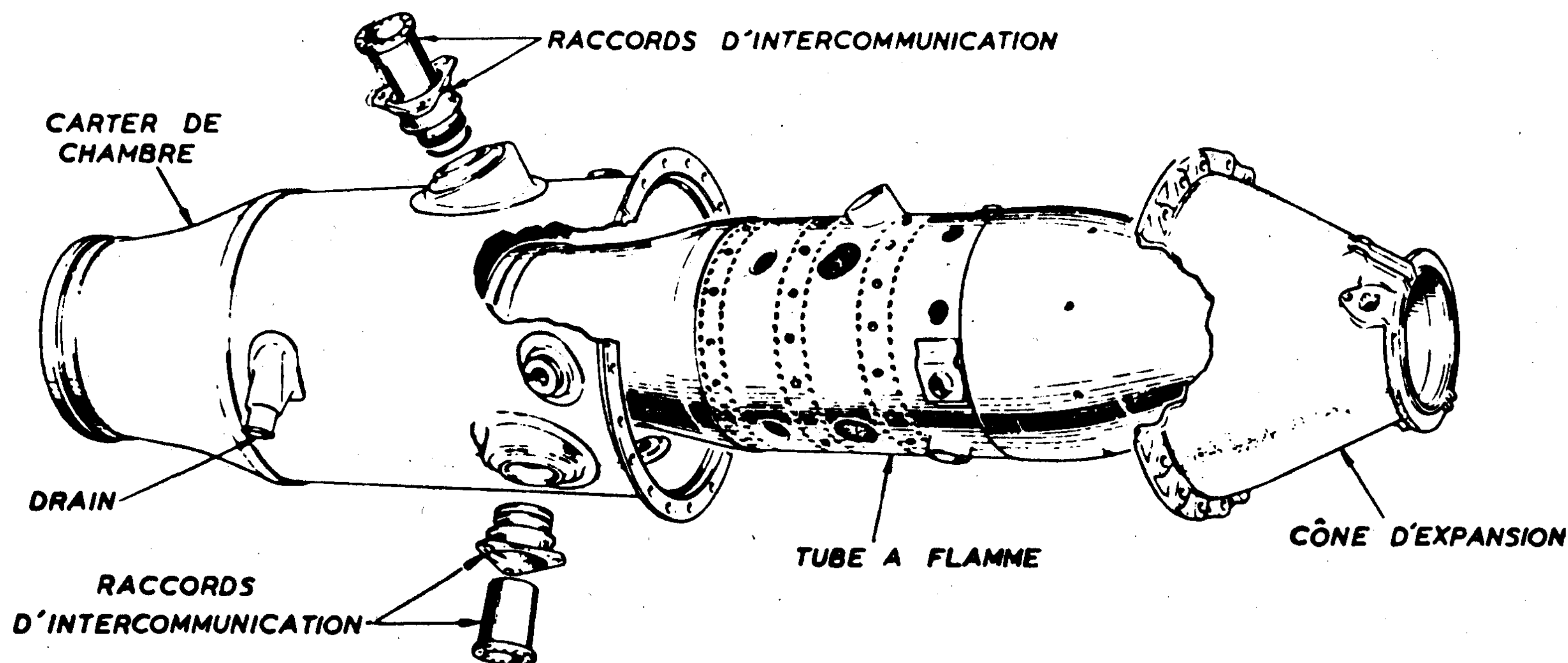
CHAINE CINÉMATIQUE

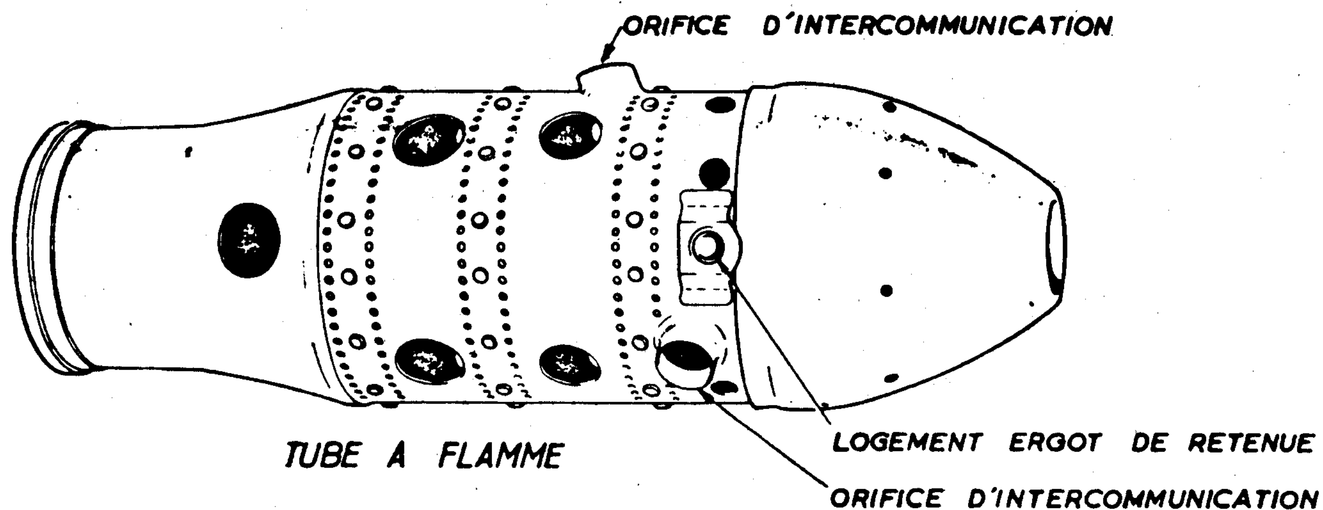



Liaison démarreur/moteur
Entr! pompe couplemètre
Prise mouvement boite entr! accessoires
Palier avant compresseur
Palier du pignon d'entr! réducteur
Palier AR arbre porte-hélice
Entr! pompes à huile, pompe HP, Régul. hélice
Palier arrière compresseur
Palier inter-étages
Palier avant turbine
Palier arrière turbine
Palier AV arbre porte-hélice



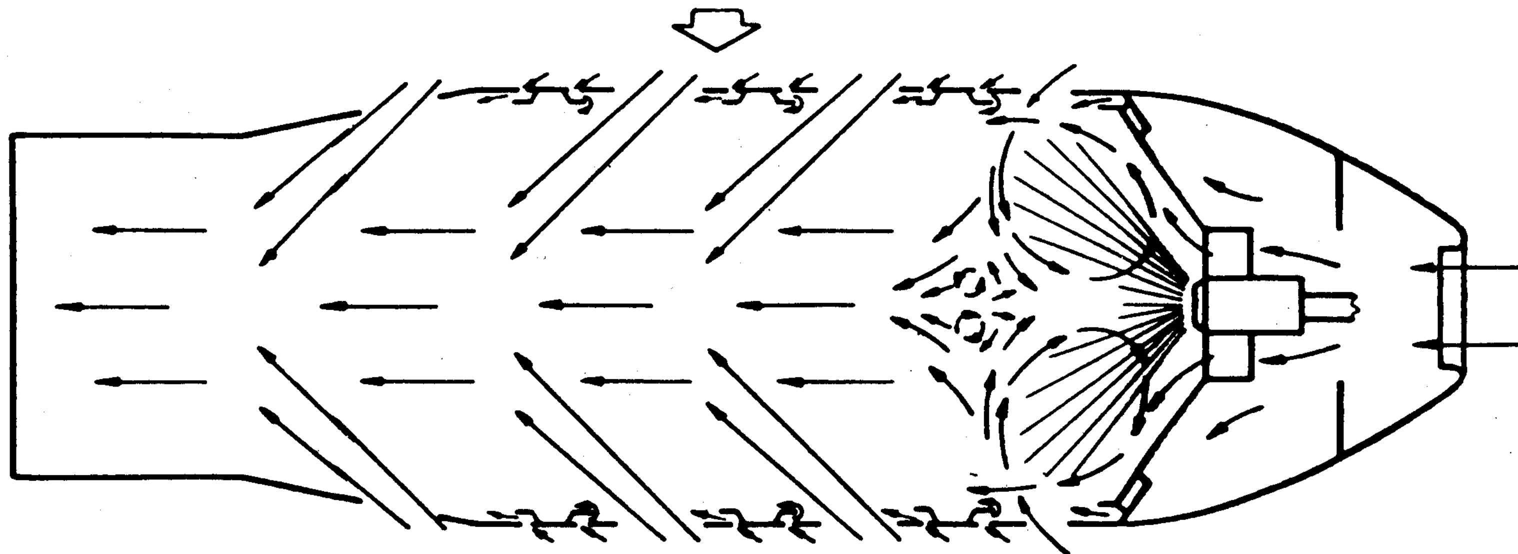
F. 27 500	Description du G.T.P. COMPRESSEUR		



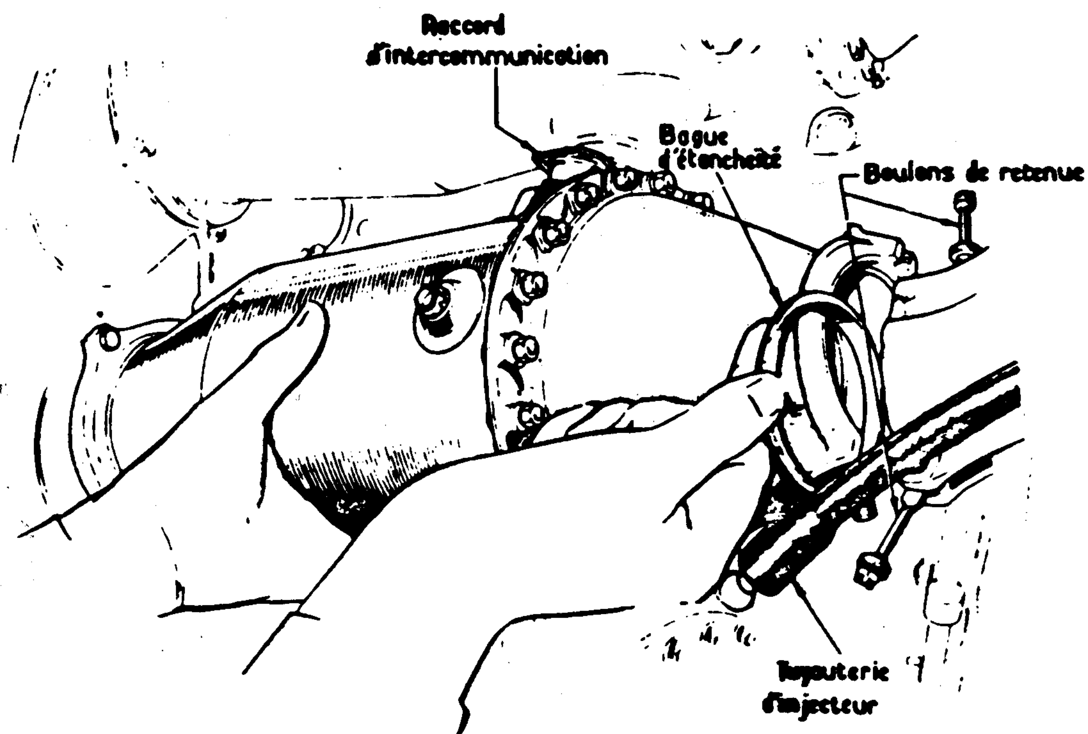


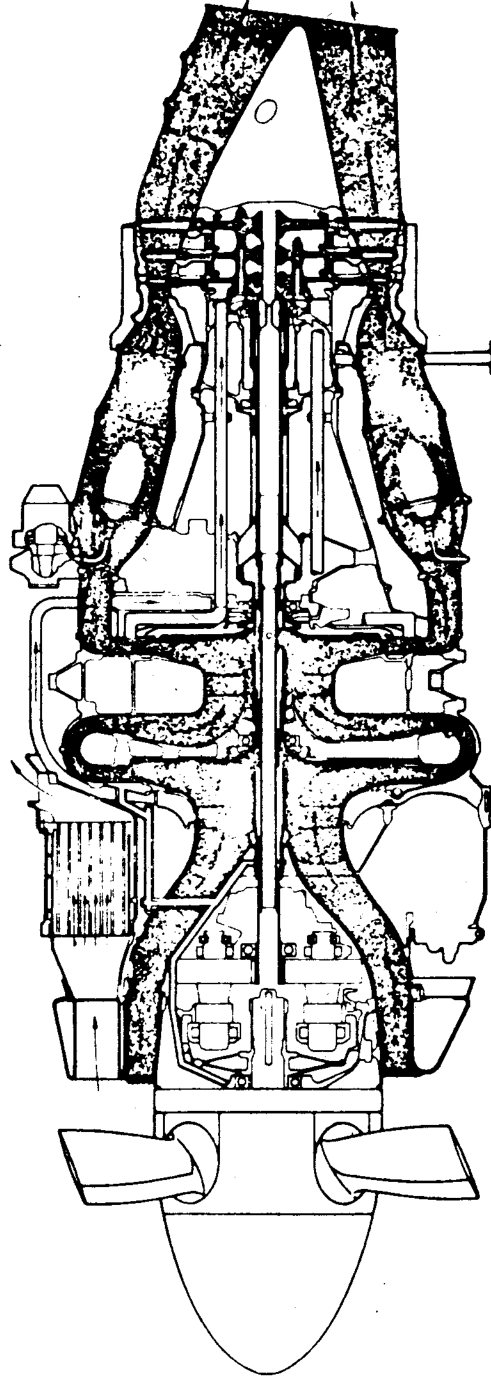
TUBE A FLAMME

ÉCOULEMENT DES GAZ A TRAVERS UN TUBE A FLAMME



MONTAGE D'UNE CHAMBRE DE COMBUSTION





F. 27 500	Description du GTP. CIRCUITS D'ÉTANCHEÏTÉ ET REFROIDISSEMENT INTERNE	

2 - AUTRES REACTEURS.

A ces réacteurs, nous ajouterons le stato-réacteur et le réacteur fusée.

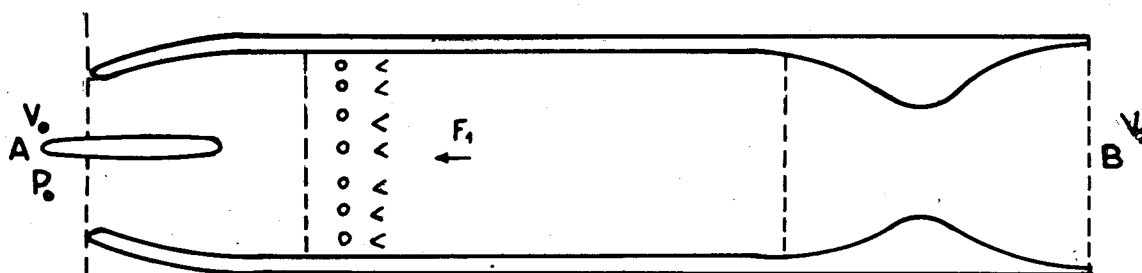
2 - 1 Stato-réacteur.

Il est formé d'un canal de section variable où a lieu le cycle thermodynamique habituel du fluide.

- à l'avant, diffuseur de section croissante où la compression de l'air se fait uniquement par récupération de la pression dynamique.

- la chambre de combustion, de section constante,

- la tuyère de détente, formée d'un convergent, ou d'un convergent-divergent si la détente est supersonique.



Le statoréacteur utilise ainsi l'oxygène de l'air et n'emporte que son combustible ; l'air introduit en A brûle le combustible injecté en C et les gaz sont expulsés en B :

- l'air entre en A à la pression Po et à la vitesse Vo du réacteur par rapport à l'air,

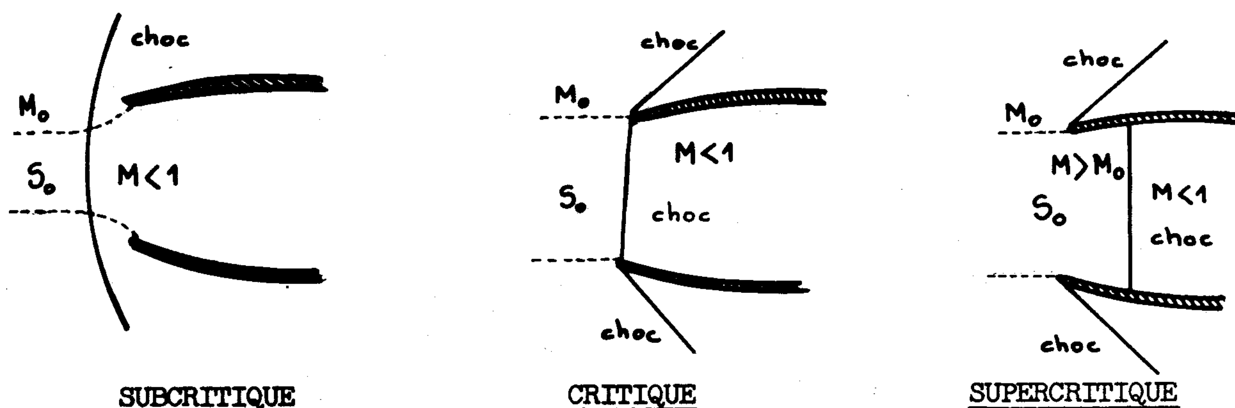
- dans le divergent, la pression de cette masse d'air augmente et sa vitesse diminue,

- à la fin du divergent, l'air est porté à haute température et se trouve accéléré à la vitesse V_2 à la sortie du réacteur ; cette accélération produit, par réaction sur le corps du réacteur, une poussée F_1.

- l'air sort du réacteur à la vitesse $V_2 - V_o$ par rapport à l'air et dissipe dans l'atmosphère l'énergie qui lui reste.

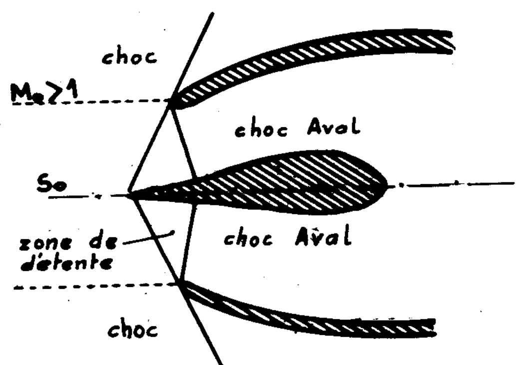
Pour que le stato-réacteur fonctionne, il faut donc lui donner une vitesse initiale. La prise d'air intervient beaucoup dans le fonctionnement du stato-réacteur. En écoulement subsonique, la compression de l'air capté se fait par ralentissement lié à l'augmentation de la section de la veine ; le débit capté est faible mais l'efficacité est bonne.

En écoulement supersonique, il est impératif que l'écoulement devienne subsonique à l'entrée de la chambre de combustion ; ceci est le fait de l'onde de choc droite qui prend naissance à l'entrée de la manche et dont la position conditionne le fonctionnement d'ensemble de la manche.



Pour un nombre de Mach Mo donné, la position de l'onde de choc dépend des conditions "Aval" offertes à l'écoulement, c'est-à-dire de l'obstruction qui peut être mécanique (section d'éjection des gaz brûlés) et thermique (fonction de la "chauffe" réalisée).

Pour des nombres de Mach élevés, on adapte la prise d'air avec un corps central dont on peut régler l'avance pour que l'onde de choc oblique soit tangente aux lèvres du diffuseur, la proue doit donc sortir d'autant plus que le nombre de Mach est élevé ; de plus, l'obstruction est réglée pour que l'onde de choc droite soit à l'aplomb des lèvres du diffuseur.



Dans certains cas, l'onde de choc droite peut être animée d'un mouvement oscillatoire de pompage.

La tuyère peut comporter soit un simple convergent, soit un convergent-divergent, le divergent permettant de récupérer une partie au moins de la poussée qu'on pourrait obtenir si l'on détendait les gaz jusqu'à la pression atmosphérique ; cette récupération est appréciable à partir de M = 2 ou M = 3.

2 - 2 Réacteur-fusée.

La propulsion est obtenue sans faire appel au milieu ambiant, la fusée comportant son combustible et son comburant.

Les grandeurs caractéristiques qui entrent en jeu sont :

- le débit-masse des gaz éjectés,
- la vitesse d'éjection des gaz.

On a intérêt, pour avoir un effort propulsif suffisant pendant un temps suffisant, à augmenter la vitesse d'éjection et à diminuer le débit-masse.

Le générateur d'énergie est constitué tout simplement par une chambre de combustion, où la réaction a lieu à pression sensiblement constante. Le combustible et le carburant peuvent se trouver initialement sous forme liquide ou sous forme solide ; dans le premier cas le combustible et le comburant sont stockés dans des réservoirs, la chambre de combustion étant alimentée par des pompes ou par mise en pression des réservoirs ; dans le second cas le mélange est stocké dans la chambre de combustion.

Les principales propriétés sont :

- poussée sensiblement constante quelles que soient la vitesse et l'altitude,

- rapport masse-poussée faible, donc bonnes accélérations,

- poussée élevée pour un encombrement faible,

- mauvais rendement global donc durée limitée,

- nécessité de transporter le comburant, en plus de combustible.

CHAPITRE 5

CIRCUITS ANNEXES

1 - LE GRAISSAGE.

1 - 1 Généralités.

Le circuit d'huile des turbo réacteurs assure, comme dans les moteurs à pistons, la lubrification et le refroidissement des pièces mobiles. Cependant le problème du graissage se présente pour les réacteurs de manière différente en raison :

- de leurs conditions d'utilisation,
- du petit nombre d'éléments mobiles qu'ils comportent,
- de la complète absence de mouvements alternatifs,
- de la présence de roulements à billes ou à rouleaux qui sont, avec les engrenages d'entraînement des accessoires, les seules parties délicates à graisser.

Il s'ensuit que le circuit de graissage est simplifié à l'extrême et que les qualités et les caractéristiques de l'huile sont différentes de celles du lubrifiant utilisé dans les moteurs à pistons.

1 - 2 Caractéristiques des huiles de graissage pour turbo-machines.

L'huile de graissage du turbo-réacteur doit assurer une lubrification satisfaisante des paliers, roulements, engrenages, soumis à des charges relativement élevées.

Ce haut pouvoir lubrifiant doit être conservé sur une très large gamme de température qui s'étend environ de - 60°C (cas du rallumage en vol à haute altitude) à 250°C (zone du palier de turbine en fonctionnement normal).

L'huile doit être faiblement volatile afin d'éviter les pertes par évaporation, favorisées par les basses pressions ambiantes rencontrées à haute altitude et par la température élevée d'utilisation.

Les principales qualités que doit actuellement posséder une huile de graissage de turbo-réacteur sont donc les suivantes :

- aptitude à supporter des charges élevées,

- faible variation de viscosité en fonction des variations de températures,

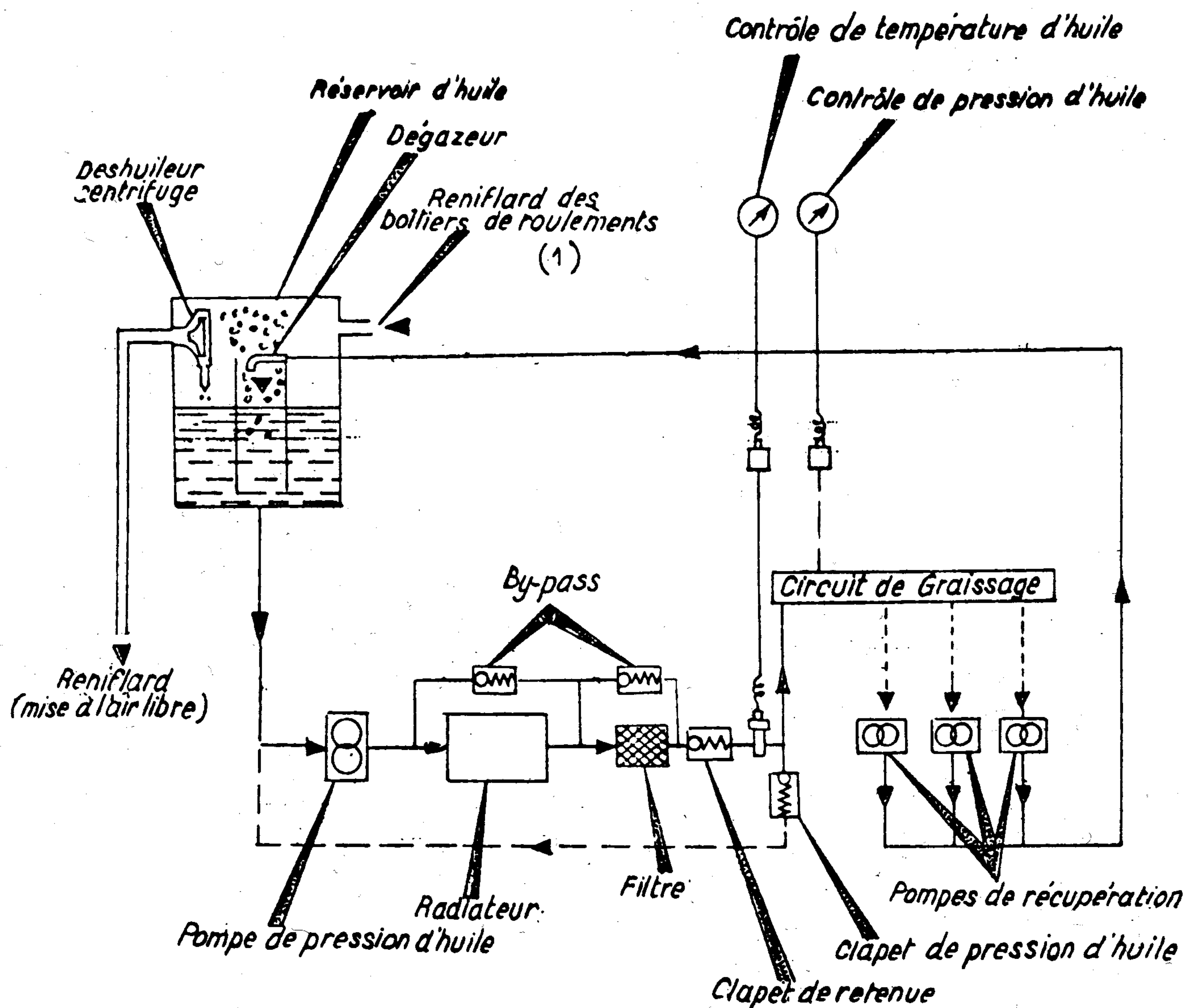
- faible volabilité.

De plus, l'huile de graissage doit être non corrosive vis-à-vis des métaux utilisés dans la construction des moteurs et inoxydable aux températures d'utilisation. Certaines huiles synthétiques répondent avec satisfaction aux conditions énumérées ci-dessus et représentent un progrès sensible sur les huiles minérales.

Ces huiles sont obtenues à partir de produits de base qui doivent recevoir de nombreux "dopes" pour former les lubrifiants définitifs proprement dit.

1 - 3 Circuit d'huile type.

SCHEMA ELEMENTAIRE DU CIRCUIT DE GRAISSAGE D'UN TURBO-REACTEUR.



(1) Sur certains moteurs seulement.

- Fig. 4 -

En examinant le schéma des figures 1 et 2, on peut constater que si le circuit de graissage d'un réacteur présente des analogies avec celui d'un moteur à piston, il s'en différencie cependant par les principaux points suivants :

- le graissage est assuré uniquement par des gicleurs qui pulvérisent l'huile sur les organes à lubrifier et à refroidir,

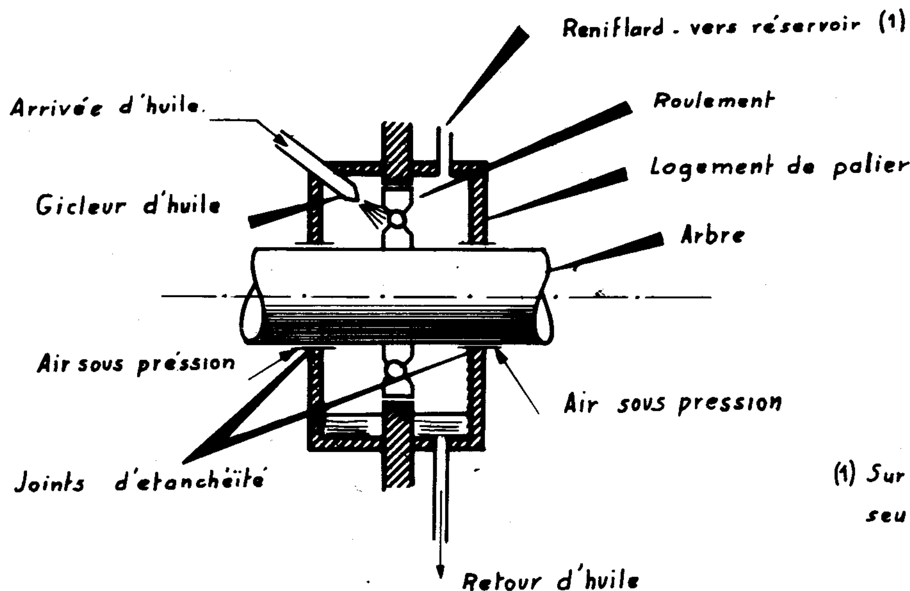
- le radiateur est placé dans le circuit d'admission d'huile au réacteur ; de ce fait l'huile de récupération retourne directement au réservoir et se dégaze plus facilement, en raison de sa température élevée.

- le reniflard est pourvu d'un déshuileur centrifuge qui rejette dans le réservoir les gouttelettes d'huile en suspension dans le flux de gaz qui s'évacue des carters du réacteur. Ceci permet de réduire sensiblement la consommation d'huile.

Le déshuileur centrifuge permet en outre de pressuriser légèrement le réservoir et de diminuer l'évaporation de l'huile.

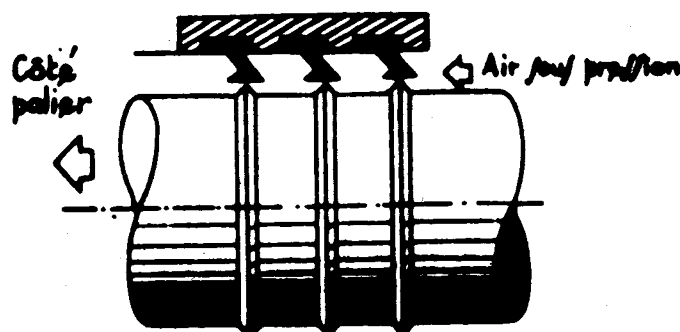
Afin d'éviter les pertes d'huile aux logements des paliers, ceux-ci sont pourvus de joints d'étanchéité, préssurisés par de l'air prélevé au niveau des premiers étages du compresseur.

Cet air "basse pression" qui circule dans les boîtiers contribue au refroidissement des roulements, une partie des calories étant d'autre part, évacuée par l'huile de graissage (fig. 2).

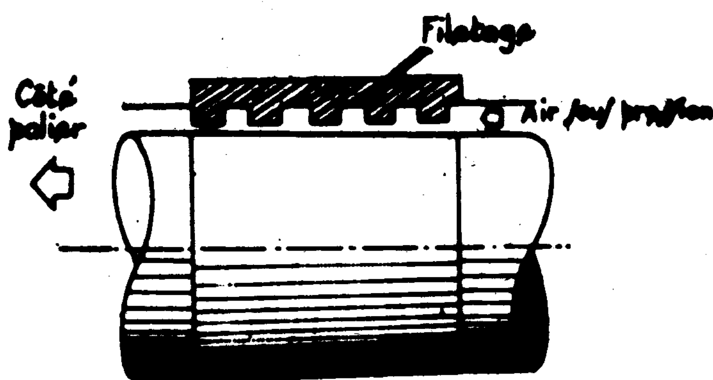


(1) Sur certains moteurs seulement

Il existe plusieurs types de joints d'étanchéité, les plus connus sont représentés sur la figure 3.

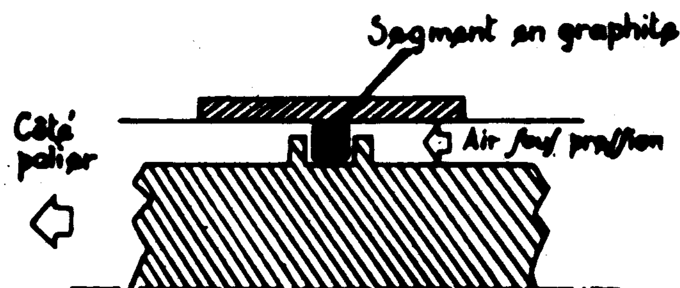


<u>Joint dit "SELF CLEARING"</u>
L'air sous pression empêche tout passage d'huile entre l'arbre et les éléments fixes du joint. A noter que si l'un de ces éléments vient à toucher l'arbre, l'élévation de température qui en résulte provoque le retrait de l'élément et le rétablissement d'un jeu satisfaisant.



<u>Joint fileté ou "SCREW BACK"</u>
L'huile que la force centrifuge projette dans le filetage est ramenée par ce dernier vers le palier.

L'air sous pression contribue à empêcher tout passage d'huile.



<u>Joint graphite</u>.
L'étanchéité est assurée par un segment en graphite. Dans ce type de joint, l'air contribue également à empêcher tout fuite d'huile.

Ordre de grandeur des pressions, température, consommation d'huile d'un turbo-réacteur au régime de croisière.

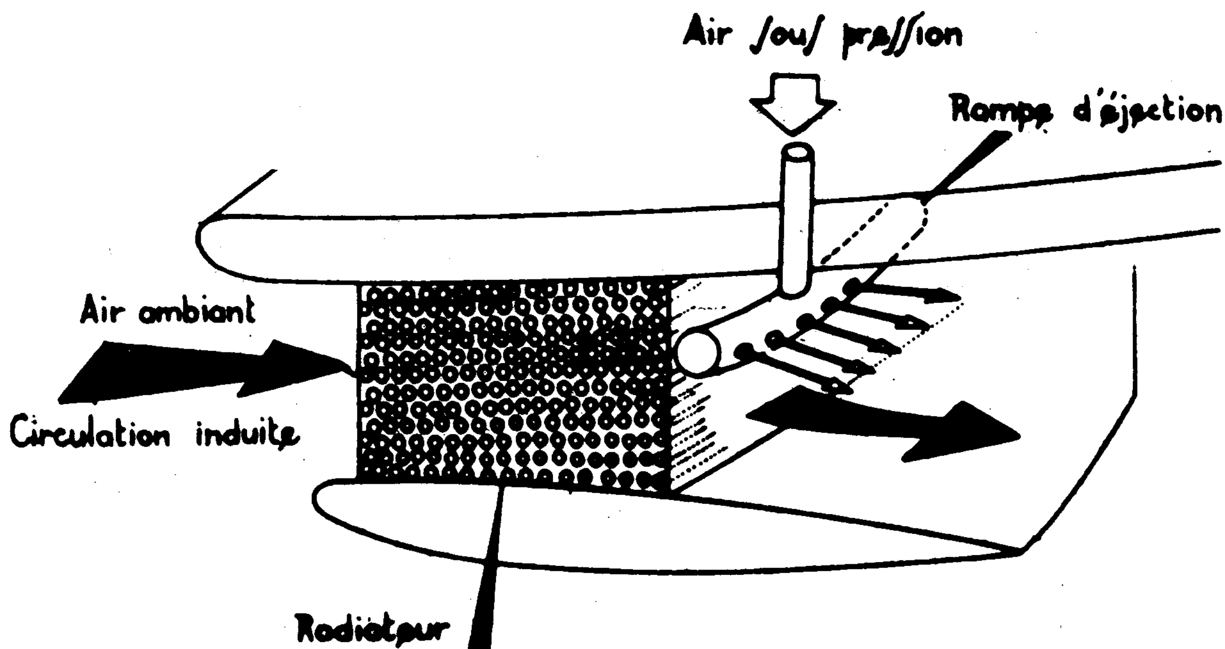
- pression huile — 40 PSI (soit environ 3 kg/cm2)
- température d'huile — 70°C
- consommation horaire d'huile — de l'ordre de 0,5 litre.

1 - 4 Refroidissement de l'huile de graissage.

La circulation de l'huile à l'intérieur des boitiers de graissage assure en partie le refroidissement des paliers. L'huile s'échauffe.

Pour reprendre sa température normale d'utilisation, l'huile circule à travers un échangeur de chaleur. Le refroidissement de l'huile est assuré, soit par une circulation d'air (radiateur classique), soit par une circulation de carburant.

Lorsque l'huile est refroidie par une circulation d'air, l'efficacité du radiateur est faible pendant le fonctionnement au point fixe. Pour augmenter cette efficacité, la manche de sortie du radiateur reçoit une rampe d'éjection alimentée en air sous pression. L'éjection vers l'arrière, introduit, par effet de trompe, une circulation d'air ambiant à travers le radiateur.



2 - LE REFROIDISSEMENT.

2 - 1 Généralités.

Le turbo-réacteur doit en toutes conditions de fonctionnement atteindre un certain EQUILIBRE THERMIQUE qui est un facteur de SECURITE aussi indispensable qu'il l'est dans un moteur alternatif.

Les organes du moteur qui doivent être refroidis sont :

- LES TURBINES
- LES ROULEMENTS.

Les chambres à combustion étant maintenues à une température correcte de fonctionnement par l'air de dilution, il n'a pas été nécessaire de prévoir un circuit externe de refroidissement pour le turbo-réacteur. Une circulation d'air peut être cependant maintenue entre le carter du réacteur et le capotage de façon à éviter l'accumulation de vapeurs inflammables.

2 - 2 Circuit type de refroidissement (voir figure 5).

Les turbines sont refroidies par un circuit d'air HAUTE PRESSION de façon à permettre l'évacuation de l'air de refroidissement dans les gaz de propulsion. Les disques de turbines sont toujours refroidis, les distributeurs le sont souvent, mais actuellement, les aubes mobiles ne le sont que rarement.

Les roulements du moteur sont refroidis par un circuit d'air BASSE PRESSION, comme il a été dit précédemment au chapitre "Graissage".

Le refroidissement interne du turbo-réacteur sera donc assuré par des circuits d'air sous pressions différentes suivant l'élément à refroidir.

2 - 3 Réglage et contrôle du refroidissement.

L'efficacité du refroidissement est établie de construction et il n'est pas possible d'effectuer de réglage pendant le fonctionnement.

Le contrôle de la température des paliers est assuré :

- directement par des thermo-couples montés sur les cages des roulements ou indirectement par le contrôle de la température de l'air et de l'huile qui assurent le refroidissement.

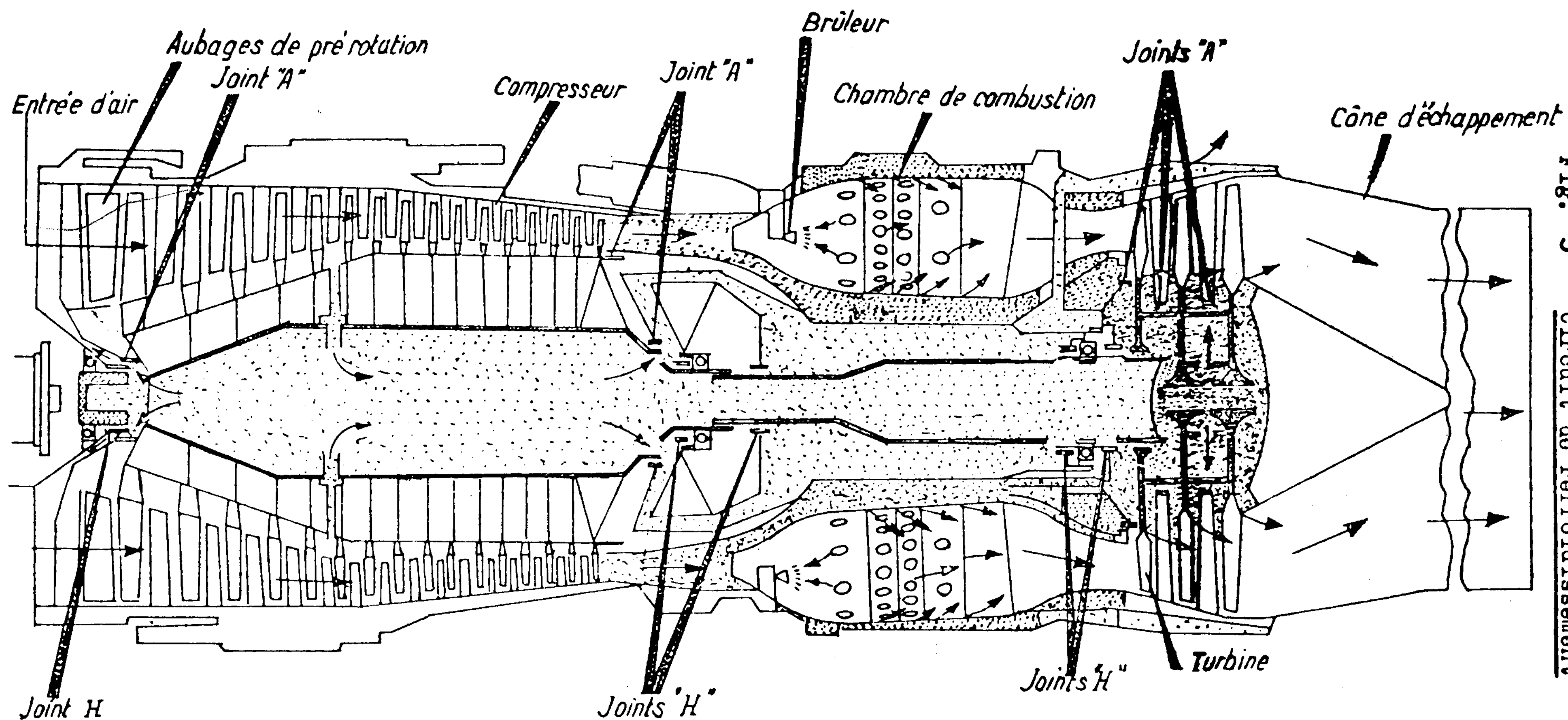


Fig. 5 Circuit de refroidissement

Joint A : Joint entre deux circuits d'air sous pressions différentes

Joint H : Joint entre boîtier de graissage et circuit d'air

3 - LE DEMARRAGE.

3 - 1 Généralités.

DEMARRAGE - Pour assurer la mise en route d'un turbo-réacteur trois conditions de base sont à remplir :

- Obtenir un débit d'air, en entraînant l'attelage compresseur/turbine jusqu'à une "vitesse d'autonomie" à partir de laquelle sous l'action de la puissance motrice de la turbine, l'attelage peut atteindre lui-même son régime de ralenti.

- Assurer l'alimentation en carburant sous pression suffisante de façon à obtenir un mélange suffisamment dosé et homogène pour pouvoir brûler.

- Provoquer un apport de chaleur pour porter le mélange à sa température d'inflammabilité et obtenir la flamme.

Le dispositif de démarrage comprend deux éléments principaux qui répondent aux fonctions énoncées ci-dessus :

- un dispositif de lancement
- un système d'allumage.

(L'injection de carburant se faisant par le circuit normal "Haute Pression" qui sera étudié en chapitre VI).

Ventilation - Il peut être nécessaire, dans certaines conditions, de faire tourner le moteur sans que le démarrage soit désiré. Ainsi, après une tentative infructueuse de mise en route, l'opérateur doit pouvoir "brasser" le moteur avant de tenter un nouveau démarrage. Cette opération qui porte le nom de VENTILATION, permet d'évacuer à l'extérieur les vapeurs de combustible qui peuvent être accumulées dans le moteur. On évite ainsi toute explosion ou surchauffe.

La ventilation est assurée par le démarreur. Le système d'allumage n'est pas utilisé et les commandes du réacteur sont placées dans la position assurant la coupure de l'alimentation en combustible.

RALLUMAGE EN VOL - En vol, le réacteur tourne en auto-rotation, à une vitesse variable avec la vitesse de l'avion. L'action du démarreur n'est pas nécessaire ; seuls l'allumage et l'alimentation en carburant sont à assurer.

L'installation doit pouvoir assurer indépendamment :

- le démarrage
- la ventilation
- le rallumage

3 - 2 Lancement de l'attelage Compresseur/Turbine.

Le lancement se fait au moyen d'un demarreur qui doit être capable d'entraîner le réacteur en "ventilation", jusqu'à une vitesse de rotation de l'ordre de 1000 t/m.

Pour cela, le démarreur doit vaincre :

- l'inertie des organes tournants,
- le couple dû aux différents frottements,
- le couple résistant aérodynamique du compresseur.

Le démarreur doit donc être puissant.

A titre indicatif, la puissance du démarreur du moteur AVON RA 29 est de 50 ch environ.

La rotation du démarreur est transmise au réacteur par l'intermédiaire du réducteur, d'une noix de démarrage et d'un mécanisme à cliquets.

Les démarreurs appartiennent généralement à l'une des catégories suivantes :

- démarreurs électriques,
- démarreurs pneumatiques,
- démarreurs pneumatiques à combustion.

a) Démarreurs électriques.

Ce sont des moteurs électriques "COMPOUND" fonctionnant sous 28 ou 120 V continu. L'alimentation est fournie par un groupe de parc ou par le réseau de bord. Dans ce dernier cas, la tension 120 V peut être obtenue par couplage en série des différentes batteries de l'avion (démarrage AUTONOME).

Les démarreurs électriques sont souvent alimentés par l'intermédiaire d'une minuterie qui assure :

- l'alimentation progressive du moteur électrique de façon à éviter l'application brutale du couple sur le mécanisme d'entraînement.

- la coupure automatique de l'alimentation électrique dès que le réacteur atteint sa vitesse d'autonomie.

Sécurité : évite la survitesse du démarreur.

- la coupure automatique de l'alimentation électrique après un certain temps de fonctionnement.

Sécurité : évite l'échauffement du démarreur.

b) Démarreurs pneumatiques.

Ils sont constitués principalement par une petite turbine, alimentée en air comprimé par un groupe de parc ou éventuellement, sur un avion multimoteur, par un réacteur déjà en fonctionnement.

L'alimentation en air comprimé se fait par une vanne commandée électriquement. Cette vanne est fermée automatiquement lorsque le réacteur atteint sa vitesse d'autonomie.

Sécurité : évite la survitesse du démarreur.

c) Démarreurs à combustion.

Ces démarreurs comportent également une petite turbine, mais celle-ci tire son énergie motrice de l'expansion d'un mélange carburant/air préalablement enflammé dans une chambre à combustion.

A noter que, souvent les démarreurs à turbine sont conçus pour fonctionner indifféremment en démarreurs pneumatiques ou à combustion.

Le démarrage à combustion se fait à partir de bouteilles d'air comprimé.

Le système comporte comme en (b) un dispositif de sécurité survitesse.

En plus, une sonde de température est placée à l'entrée de la turbine de démarrage de façon à provoquer la fermeture de la vanne en cas d'élévation anormale de la température.

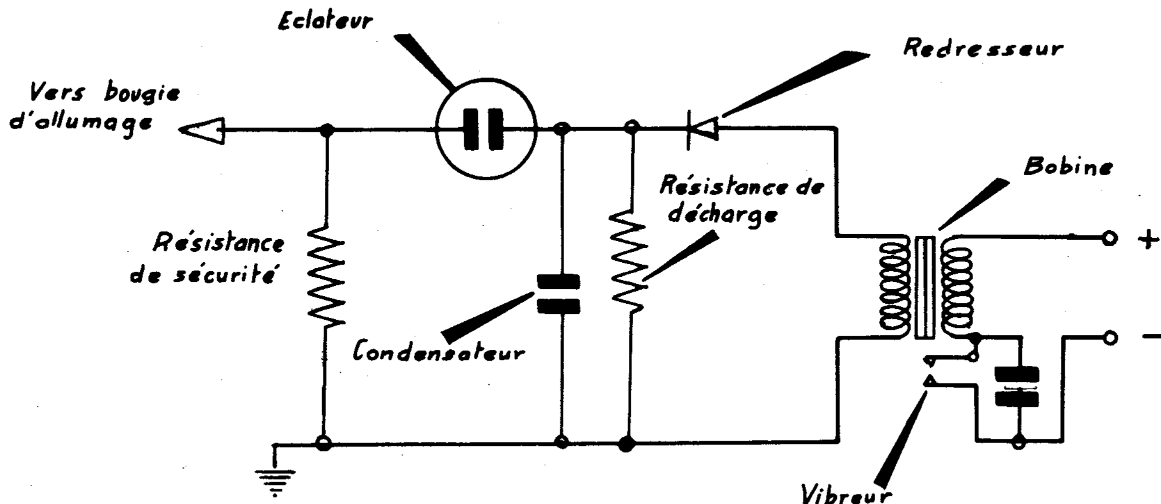
Sécurité : évite la surchauffe de la turbine de démarrage.

3 - 3 Inflammation du mélange carburant/air.

Allumage "Haute Energie".

L'amorçage de la combustion est réalisé sur la plupart des réacteurs modernes, à l'aide d'un système d'allumage dit "HAUTE ENERGIE" (HE).

Généralement, le réacteur comporte seulement deux bougies d'allumage alimentées chacune par une boite HE. Si la chambre à combustion contient des tubes à flamme séparés, des raccords d'intercommunication assurent le transfert de la flamme entre les différents tubes. Le schéma élémentaire ci-après représente le circuit électrique d'une boite d'allumage HE.



FONCTIONNEMENT D'UNE BOITE D'ALLUMAGE HE :

Lorsque la boîte est alimentée, l'ensemble vibreur et bobine d'induction charge le condensateur à travers le redresseur jusqu'à une tension de 2000 V. Le condensateur se décharge ensuite à travers l'éclateur et la bougie d'allumage. Après quoi, il se recharge à nouveau et le processus se repète avec une fréquence d'une décharge par seconde environ.

L'énergie dissipée par l'arc électrique à la bougie (8 joules) est suffisante pour enflammer le mélange carburant/air. L'intensité instantanée du courant de décharge est de 1500 A environ.

Il va sans dire que de grandes précautions sont à prendre lorsque des travaux sont entrepris sur les boîtes HE. Par mesure de sécurité, le circuit est pourvu d'une résistance de décharge du condensateur. Une autre résistance assure la protection de ce dernier en cas de fonctionnement défectueux de la bougie d'allumage.

CHAPITRE 6

ALIMENTATION EN CARBURANT ET REGULATION

1 - ALIMENTATION EN CARBURANT.

1 - 1 Généralités.

La sécurité de fonctionnement dans toutes les conditions d'utilisation conditionne l'installation du système d'alimentation du turbo-réacteur.

L'alimentation doit être satisfaisante malgré les basses températures et les faibles pressions ambiantes rencontrées à haute altitude.

Basse température ambiante.

Inconvénients : Les carburéacteurs peuvent contenir de l'eau en dissolution. Cette eau, dans certaines condtions, précipite et forme de petits cristaux qui peuvent obstruer les filtres (givrage filtres) et provoquer l'arrêt du moteur. De plus, certains composants des carburéacteurs commencent à précipiter bien avant le point de congélation des constituants principaux.

Remèdes : Le point de congélation des carburéacteurs doit être le plus bas possible - 40° à - 60°.

Le circuit d'alimentation doit comporter un dispositif de réchauffage (ou d'anti-givrage par alcool) au voisinage du flitre et un contrôle de la température du carburant.

Faible pression ambiante.

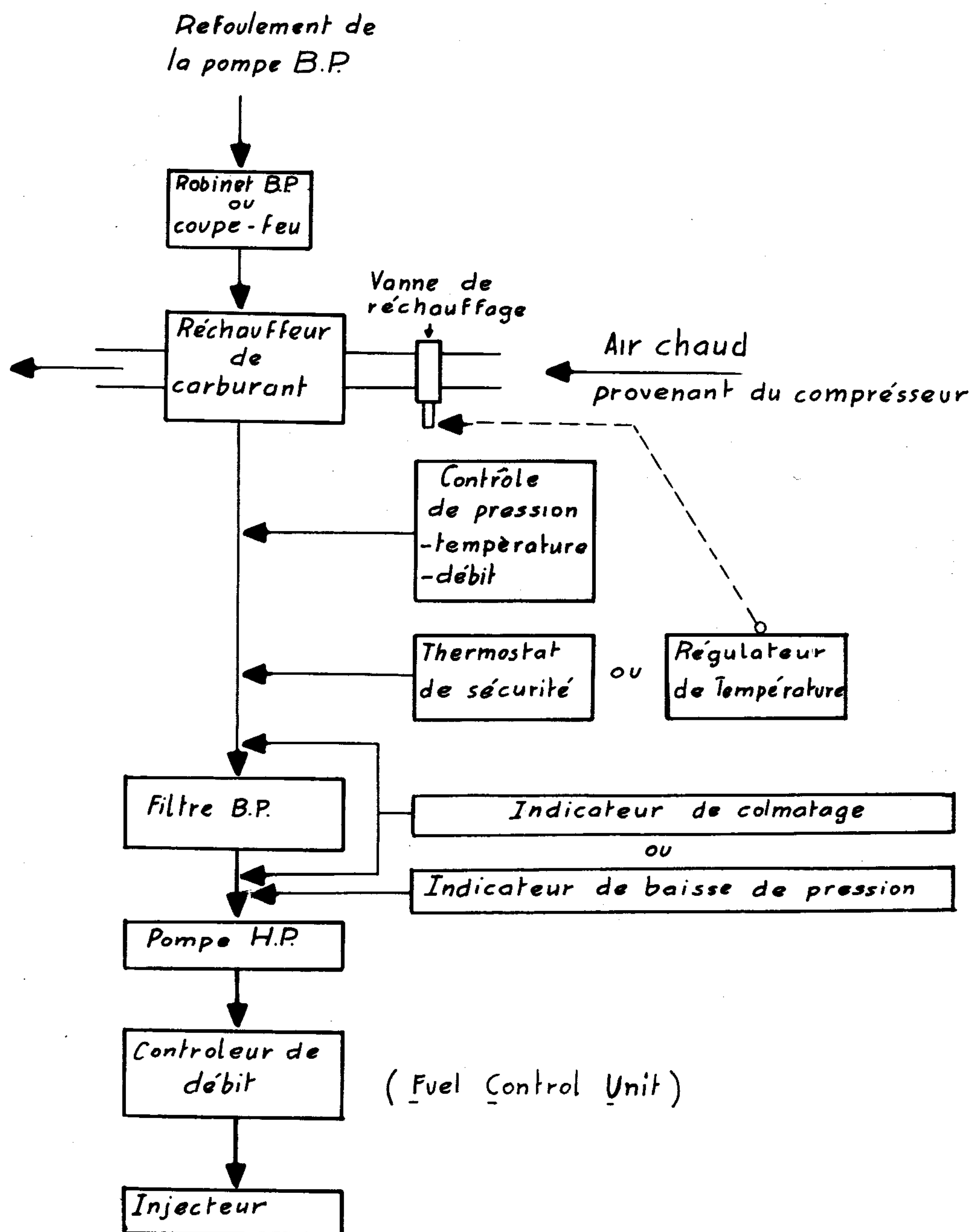
Inconvénients : Les hydrocarbures contiennent en dissolution une certaine quantité d'air, quantité variable avec la pression. Lorsque cette pression diminue, l'air en dissolution se libère et peut envahir momentanément les tuyauteries. Ce phénomène porte le nom de "air-lock", il présente une analogie avec le "Vapor-lock" propre à l'essence.

Remèdes : Il y a lieu de maintenir le carburant sous pression dans les canalisations. A cet effet, le dispositif d'alimentation comporte une pompe auxiliaire (pompe basse pression) qui reste en action pendant tout le fonctionnement du moteur. Cette pompe sert aussi à faciliter le débit vers le réacteur.

Pour que la pulvérisation et, par suite, la combustion soient bonnes, les injecteurs doivent être alimentés sous une pression élevée : 50 à 100 kg/cm2. Le carburant refoulé par la "pompe basse pression" sera repris par une "pompe haute pression" placée sur le réacteur.

1.2. CIRCUIT TYPE D'ALIMENTATION EN CARBURANT.

SCHEMA ELEMENTAIRE D'UN CIRCUIT D'ALIMENTATION EN CARBURANT.



1 - 3 Pompes haute pression.

Deux principaux types de pompes haute pression sont actuellement utilisés :

1°) Les pompes à barillet.

Ces pompes à pistons multiples, sont souvent à capacité variable. Tout le carburant refoulé par la pompe HP va aux injecteurs. Dans ce cas, la pompe haute pression participe à la régulation de combustible car c'est le débit de la pompe qui est réglé par le contrôleur de débit.

Ce dispositif équipe principalement les réacteurs anglais.

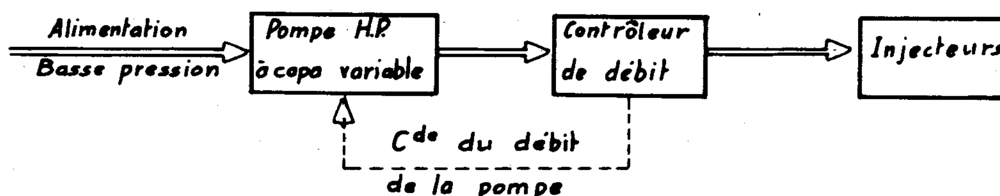


Schéma d'alimentation avec pompe à capacité variable.

2°) Les pompes à engrenages.

Ces pompes sont de conception mécanique plus simple que les précédentes, mais leur débit ne peut varier qu'avec leur vitesse de rotation. Pour permettre une accélération du réacteur ce débit est excédentaire, et un retour plus ou moins important du refoulement à l'aspiration de la pompe est commandé par un élément du contrôleur de débit.

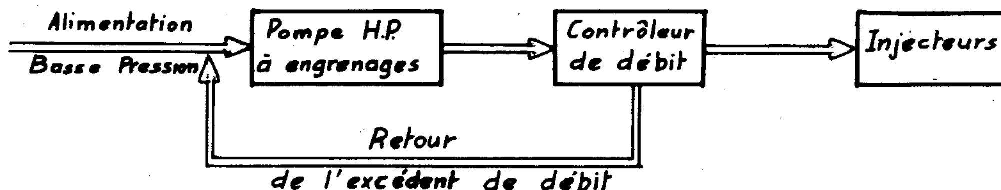


Schéma d'alimentation avec pompe à engrenages.

2 - LA REGULATION DU TURBO-REACTEUR.

2 - 1 Généralités.

Pour conduire un turbo-réacteur, il faut régler et contrôler la combustion. La chaleur fournie par la combustion qui est la source de toute l'énergie du réacteur détermine un "REGIME de FONCTIONNEMENT".

C'est par l'ensemble du dispositif de régulation qu'il est possible d'afficher et de maintenir un "REGIME de FONCTIONNEMENT" déterminé.

Nous venons de parler de "REGIME de FONCTIONNEMENT", il est utile de définir ce que nous entendons par cette expression.

Les deux principaux facteurs qui situent le fonctionnement du turbo-réacteur sont :

LA VITESSE DE ROTATION et LA TEMPERATURE D'ENTREE TURBINE.

En effet, ces deux paramètres :

- sont liés à la poussée,
- reflêtent le comportement interne de la machine,
- imposent des limitations au turbo-réacteur,

La vitesse de rotation est limitée par les contraintes mécaniques qu'elle engendre sur l'attelage mobile.

La température entrée turbine est limitée par le fluage résultant de l'effet thermique et des contraintes mécaniques engendrées sur les aubes de la turbine.

Le régime de fonctionnement ne peut être caractérisé par la "Poussée" obtenue car :

- la poussée est difficile à mesurer directement,
- la poussée ne donne pas une image fidèle du comportement interne du réacteur.

Dans le domaine de la régulation les deux facteurs : vitesse de rotation et température entrée turbine, vont donc constituer les deux paramètres caractéristiques du REGIME DE FONCTIONNEMENT.

Le régime est dit STABILISE lorsque les paramètres de base ne varient pas dans le temps.

Le régime est dit TRANSITOIRE lorsque 1 ou 2 de ces paramètres varient dans le temps.

Pour passer d'un régime stabilisé à un autre régime stabilisé, il faut passer par un régime transitoire.

2-1-1 Vitesse de rotation.

La vitesse de rotation "N" est celle de l'attelage mobile compresseur-turbine.

a) Vitesse de rotation constante.

Lorsque la vitesse de rotation est stable, la puissance motrice fournie par la turbine est égale à la puissance absorbée par le compresseur.

Le débit de gaz étant le même au niveau du compresseur et de la turbine (abstraction faite du combustible) cet état d'équilibre est obtenu par :

$$T2 - T1 = T3 - T4$$

b) Changement de vitesse de rotation.

Pour passer d'une vitesse de rotation stable à une autre vitesse de rotation stable, il faut d'abord provoquer un déséquilibre entre la puissance fournie par la turbine et la puissance absorbée par le compresseur. La puissance absorbée évolue ensuite jusqu'à ce que l'équilibre soit rétabli.

Pour changer de vitesse de rotation, il faut passer par un régime transitoire pendant lequel :

$$T2 - T1 \neq T3 - T4$$

c) Moyens d'action sur la vitesse de rotation.

On peut rompre l'équilibre entre la puissance fournie et la puissance absorbée en agissant sur :

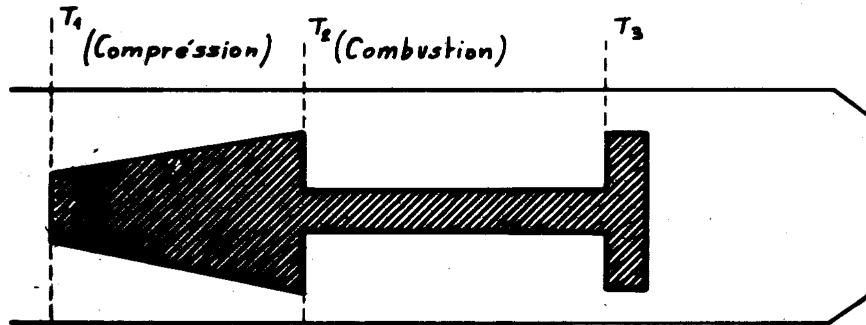
- le débit de carburant "qc" ce qui entraîne une variation du dosage et

par conséquent de la quantité de chaleur fournie par la combustion.

- la section de sortie "tuyère" "S5" ce qui modifie la répartition de l'énergie disponible entre la turbine et la tuyère.

2-1-2 Température entrée turbine "T3".

La température entrée turbine est égale à la somme de la température des gaz avant la combustion et de l'augmentation de la température résultant de la combustion du carburant injecté.



Cette augmentation de température dépend du dosage, et , pour une section donnée S5 de la sortie tuyère ce dosage détermine une vitesse de rotation N.

On conclut qu'en régime stabilisé :

- la température T3 à l'entrée de la turbine est fonction de :

  - la température T1 à l'entrée du compresseur,
  - la vitesse de rotation "N" de l'attelage mobile,
  - la section S5 de sortie de la tuyère.

et qu'à chaque dosage $\frac{qc}{q}$ correspond une combinaison de ces facteurs.

Moyens d'action sur la température T3 à l'entrée de la turbine.

A section de tuyère constante :

Toute variation de T3 implique une variation de dosage ce qui entraîne également une variation de vitesse de rotation.

A section de tuyère variable et vitesse de rotation constante :

Toute variation de T3 implique une variation simultanée de section S5 et une variation de dosage.

Il existe deux possibilités de conduire un turbo-réacteur :

- par réglage du débit de combustible.

- par réglage du débit de combustible complété par un réglage de section de sortie tuyère.

NOTA : La suite de ce chapitre se rapporte au système de régulation ne comportant que le réglage du débit de combustible. Ce réglage est effectué par un élément appelé "Contrôleur de débit" "Fuel Control Unit" "FCU" en Anglais.

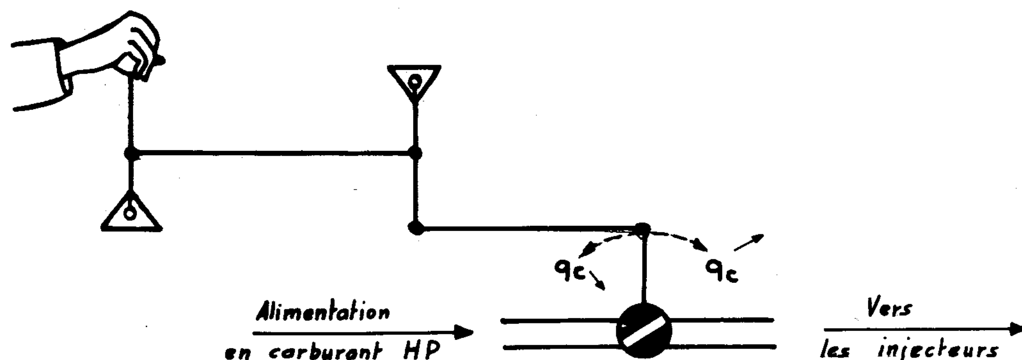
Le réglage de la section de sortie de la tuyère fera l'objet d'un complément, ce dispositif pouvant être considéré comme un système permettant de changer les caractéristiques du turbo-réacteur lui-même.

2 - 2 Fonctions assurées par le dispositif de régulation.

2-2-1 Changement de régime de fonctionnement.

SELECTION MANUELLE DE LA POUSSEE

Le réacteur pourrait être commandé à l'aide d'un simple robinet alimenté sous pression. Ce robinet permettrait d'envoyer plus ou moins de carburant dans la chambre à combustion du réacteur.



COMMANDE DE DEBIT DE COMBUSTIBLE

A partir d'un régime stabilisé caractérisé par N et T3 toute augmentation de débit de carburant (qc) entraîne un accroissement du dosage $\frac{qc}{q}$ qui engendre la séquence suivante :

1°) Accroissement de la température des gaz (T3) et augmentation de l'énergie cédée par ces derniers à la turbine.

2°) Déséquilibre momentané entre la puissance motrice de la turbine et la puissance absorbée par le compresseur.

3°) Augmentation de (N) vitesse de rotation de l'attelage mobile.

4°) Augmentation du débit d'air (q) et du rapport manométrique du compresseur, ce qui entraîne un accroissement de la puissance absorbée par le compresseur.

5°) Rétablissement de l'équilibre entre la puissance absorbée et la puissance motrice. Stabilisation de la vitesse de rotation à (N') et de la température des gaz à (T3').

En raison de l'augmentation du débit massique d'air (q) et de la vitesse d'éjection des gaz résultant de l'accroissement de la température, la poussée est plus forte.

Le réacteur fonctionne maintenant à un nouveau régime stabilisé caractérisé par N' et T3'.

N' est plus grand que N puisqu'il y a eu accélération en 3.

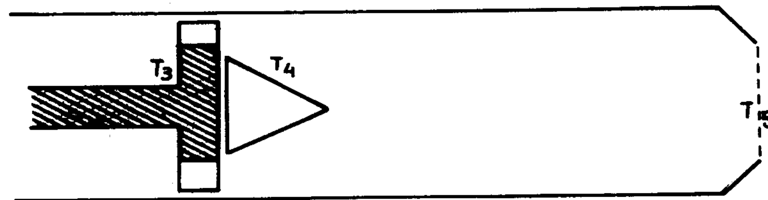
T3' est plus grand que T3 car :

- le rapport manométrique du compresseur étant plus grand la température est plus élevée en fin de compression,

- le débit de carburant et par conséquent la chaleur fournie par la combustion, est plus importante.

Ce supplément d'énergie récupérable augmente la détente

$$T3' - T5' > T3 - T5$$



Cette énergie supplémentaire se répartit sur la turbine et la tuyère. La détente dans la tuyère augmente :

$$T4' - T5' > T4 - T5$$

<u>T4' est plus élevé que T4</u>

La détente dans la turbine augmente :

$$T3' - T4' > T3 - T4$$

<u>T3' est plus élevé que T3.</u>

L'augmentation de T3 a été obtenue par accroissement du dosage $\frac{qc}{q}$ Une diminution du débit de carburant engendre la séquence inverse.

2-2-2 Fonctionnement en régime stabilisé.

a) Choix d'un paramètre de base.

Influence des conditions extérieures.

Pour un débit de carburant donné qc, toute variation du débit d'air q engendre une modification du dosage $\frac{qc}{q}$ et un changement de régime de fonctionnement.

Rappelons que :

$$q = S_1 \quad V_a \quad \rho_1 \qquad \text{et} \qquad \rho_1 = \frac{P_1}{R\ T_1}$$

ρ_1 = Masse spécifique de l'air à l'entrée du compresseur.

P_1 = Pression à l'entrée du compresseur.

T_1 = Température entrée compresseur.

V_a = Vitesse axiale de l'air.

Le système de régulation doit conserver le régime de fonctionnement malgré les variations des conditions d'alimentation du turbo-réacteur (pression et température à l'entrée du compresseur).

Influence de la pression P_1 à l'entrée du compresseur.

La pression P_1 à l'entrée du compresseur est influencée par deux facteurs variables, la pression ambiante Po et l'augmentation de pression résultant de la compression dynamique.

La pression P_1 modifie le débit massique d'air.

Lorsque la pression P_1 augmente, le débit massique d'air q augmente et le dosage $\frac{qc}{q}$ diminue. N et T3 diminuent.

Une diminution de pression donne le résultat inverse.

Influence de la température T_1 à l'entrée du compresseur.

La température T1 à l'entrée du compresseur est la somme de deux facteurs variables :

La température ambiante To augmentée de la température résultant de la compression dynamique.

La température T1 modifie : - le débit d'air
- les rapports manométriques et thermométriques du compresseur ainsi que les vitesses d'écoulement des gaz dans la machine.

Lorsque la température T1 augmente le débit massique d'air q diminue et le dosage $\frac{qc}{q}$ augmente. Ceci entraine un accroissement de la vitesse de rotation N et de la température T3 à l'entrée de la turbine.

Il faut corriger le débit de combustible qc en fonction de T1 mais comme T1 modifie aussi les caractéristiques de compression et d'écoulement dans le turbo-réacteur, il n'est pas possible de rétablir simultanément la vitesse de rotation N et la température T3 (sur un turbo-réacteur à S5 constante).

Lorsque la vitesse de rotation N est régulée :

Une augmentation de température T1 engendre généralement une diminution de température T3 à l'entrée de la turbine et inversement lorsque T1 diminue, T3 augmente.

Lorsque la température T3 à l'entrée de la turbine est régulée :

Une augmentation de la température T1 engendre généralement une augmentation de la vitesse de rotation N et inversement lorsque T1 diminue, N diminue.

Le régime de fonctionnement ne peut pas être maintenu intégralement et il faut choisir un des deux paramètres de base :

La vitesse de rotation N
ou
la température T3 à l'entrée de la turbine.

b) Régulation automatique du paramètre de base (N ou T3)

Il faut compléter notre robinet d'alimentation en combustible par des dispositifs sensibles aux variations de pression P1 et de température T1. Ces dispositifs modifient le débit de carburant, indépendamment de la manette de poussée, de façon à maintenir constant le paramètre de base sélectionné.

COMMANDE DE DEBIT DE COMBUSTIBLE AVEC CORRECTION BAROMETRIQUE P_1 ET THERMOMETRIQUE T_1.

Le dosage étant corrigé le paramètre de base est indépendant de la pression et de la température à l'entrée du compresseur.

2-2-3 Fonctionnement en régimes transitoires.

Nous savons, d'après ce qui vient d'être dit, qu'à partir d'un régime de fonctionnement stabilisé, toute variation de dosage rompt l'équilibre entre la puissance absorbée par le compresseur et la puissance fournie par la turbine jusqu'à l'établissement d'un nouveau régime de fonctionnement stabilisé.

Pour obtenir un changement rapide de régime il faut provoquer une brusque modification du débit de combustible ce qui est réalisé par déplacement rapide de la manette de commande du turbo-réacteur.

L'établissement du débit d'air se fera avec un certain retard dû à l'inertie de l'attelage mobile. Il se produit un écart entre le débit de combustible qc et le débit d'air q, ce qui peut conduire à un dépassement du dosage maximum admissible lors d'une accélération, ou du dosage minimum admissible lors d'une décélération.

Il peut en résulter :

- un pompage du compresseur,
- une surchauffe ou un arrêt de combustion.

Pour éviter ces anomalies de fonctionnement, le dispositif de régulation assure :

LE CONTROLE AUTOMATIQUE DES ACCELERATIONS ET DECELERATIONS

L'écart entre le débit de carburant qc et le débit d'air q est limité :

- lors d'une accélération, lorsque le dosage $\frac{qc}{q}$ maximum admissible est atteint.

- lors d'une décélération, lorsque le dosage $\frac{qc}{q}$ minimum admissible est atteint.

La modification apportée au dosage amène le turbo-réacteur en régime de fonctionnement transitoire.

Pendant cette phase de fonctionnement, le débit d'air q évolue et entraîne, par le dispositif de contrôle des accélérations une évolution correspondante du débit de combustible qc de façon à maintenir le dosage $\frac{qc}{q}$ à sa valeur limite.

2-2-4 Fonctions complémentaires pouvant être assurées par le système de régulation.

En plus des trois fonctions principales qui viennent d'être définies, le système de régulation du turbo-réacteur peut assurer les fonctions complémentaires suivantes :

1°) LIMITATION DE LA VITESSE MAXIMUM.

Le moteur est protégé contre tout dépassement de la vitesse maximum, afin d'éviter des efforts excessifs sur les pièces tournantes.

En cas de début de survitesse, un signal est envoyé par un limiteur tachymétrique de façon à réduire automatiquement le débit de combustible et ramener la vitesse de rotation à une valeur admissible.

2°) LIMITATION DE LA TEMPERATURE TURBINE.

Le moteur est protégé contre tout dépassement de la température maximum admissible au niveau de la turbine, afin d'éviter la détérioration des aubages.

En cas de début de surchauffe un signal est envoyé par des sondes

de température, de façon à réduire automatiquement le débit de combustible et ramener la température des gaz à une valeur admissible.

2 - 3 Principe de réalisation.

2-3-1 Généralités.

Le débit de combustible est régulé par la manette de poussée qui agit sur le contrôleur de débit.

La manette règle le débit de carburant sur une plage qui s'étend du débit minimum "ralenti" jusqu'au débit maximum.

Fonctionnement au ralenti.

Au ralenti, le débit de combustible doit être réglé de façon à assurer un régime de fonctionnement minimum et stabilisé.

La vitesse de rotation du compresseur doit être faible, mais suffisante pour amener l'air à une pression P2 capable d'assurer une combustion satisfaisante.

Lorsque le réacteur fonctionne en altitude, la pression P1 est faible, ce qui entraîne une basse pression P2.

Le compresseur doit tourner plus vite en altitude qu'au sol, de façon à rétablir P2 à une valeur acceptable.

Le débit de ralenti peut être réglé au sol, mais un dispositif permet un accroissement du dosage en altitude.

Arrêt du réacteur.

L'extinction du réacteur est provoquée par l'arrêt complet du débit de combustible vers les injecteurs.

Lorsque la manette de poussée ou un second levier (suivant l'installation) se trouve placé sur arrêt : le débit de combustible est stoppé au niveau du "contrôleur de débit" et la rampe d'alimentation des injecteurs est drainée automatiquement.

Le drainage évacue rapidement le carburant contenu dans la rampe et évite aux injecteurs un écoulement par gravité.

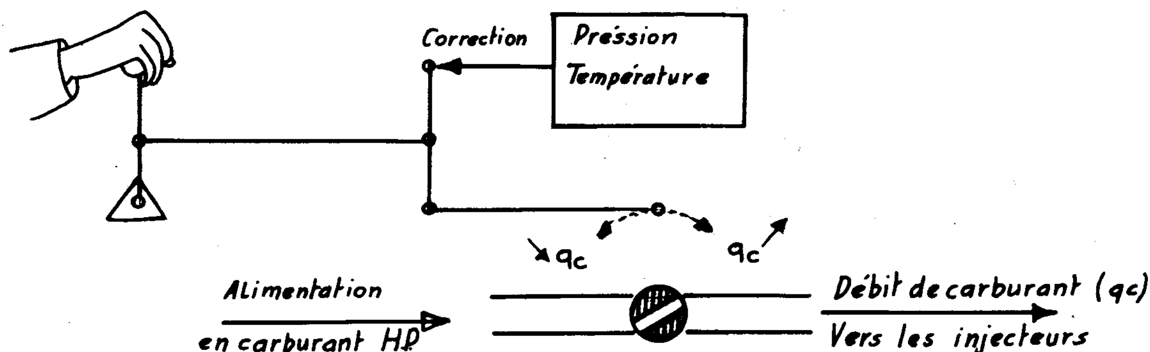
2-3-2 Différents types de régulation.

On peut classer les dispositifs de régulation en deux grandes catégories :

1°) Les régulations de PROGRAMME.

La manette de poussée sert à commander directement le débit de combustible (qc) de façon à obtenir le régime de fonctionnement désiré.

Un certain nombre de détecteurs mesurent les facteurs susceptibles de modifier le résultat recherché et apportent une correction au débit qc en fonction des variables qu'ils mesurent.



SCHEMA DE PRINCIPE D'UN DISPOSITIF DE REGULATION DE PROGRAMME

Les facteurs mesurés sont principalement la pression P1 et la température T1 qui dépendent de Po, To et de la vitesse de l'avion.

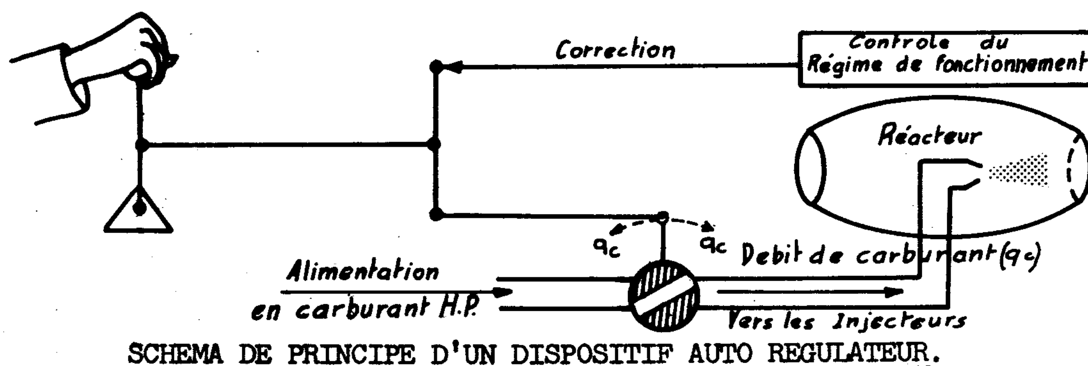
Lorsque la commande est fixe (fonction régulation) les facteurs mesurés agissent sur le débit qc indépendamment de la manette de poussée de façon à maintenir le paramètre de base sélectionné.

2°) Les dispositifs AUTO-REGULATEURS.

La manette de poussée sert à régler le "contrôleur de débit".

Le "contrôleur de débit" délivre le carburant (qc) à fournir au turbo-réacteur.

Le turbo-réacteur possède un ou plusieurs dispositifs qui contrôlent le paramètre de base et réajustent le débit de combustible suivant le réglage prédéterminé par la commande de poussée.



SCHEMA DE PRINCIPE D'UN DISPOSITIF AUTO REGULATEUR.

Le contrôle de la vitesse de rotation est facile à assurer grâce à un système tachymétrique mais il est plus difficile de contrôler avec précision la température T3 et de réaliser un dispositif de réponse rapide.

- Les dispositifs auto-régulateurs sont plus précis que les dispositifs de régulation de programme. Mais pour avoir une régulation complète il est nécessaire d'en incorporer plusieurs dans le même circuit et on s'expose à les voir réagir les uns sur les autres et créer ainsi une instabilité de l'ensemble du système.

- les régulations de programmes ne présentent pas cet inconvénient mais la précision de leur action dépend de l'exactitude du programme qui a été assigné aux facteurs correcteurs.

2 - 4 Dispositifs permettant de modifier les caractéristiques du turboréacteur.

2-4-1 Dispositifs pouvant modifier les caractéristiques de compression.

Le compresseur étant étudié pour atteindre son rendement maximum aux vitesses de rotation élevées, des phénomènes de pompage peuvent se manifester aux faibles vitesses. En modifiant les caractéristiques de l'écoulement dans le compresseur il est possible d'éviter ces troubles de fonctionnement.

Ceci peut être obtenu par :

- des aubages de prérotation à incidence variable,

- des aubages de stator, à incidence variable,

- des vannes de décharge à ouverture commandée.

Toute modification de l'écoulement de l'air dans le compresseur influe sur :

- la vitesse de rotation (N) de l'attelage mobile,

- la température T3 à l'entrée de la turbine.

Le système de commande des organes cités plus haut est automatique et s'effectue en fonction de la vitesse de rotation du turbo-réacteur. L'ensemble du dispositif est considéré comme faisant partie du système de régulation car il agit sur le régime de fonctionnement du turbo-réacteur.

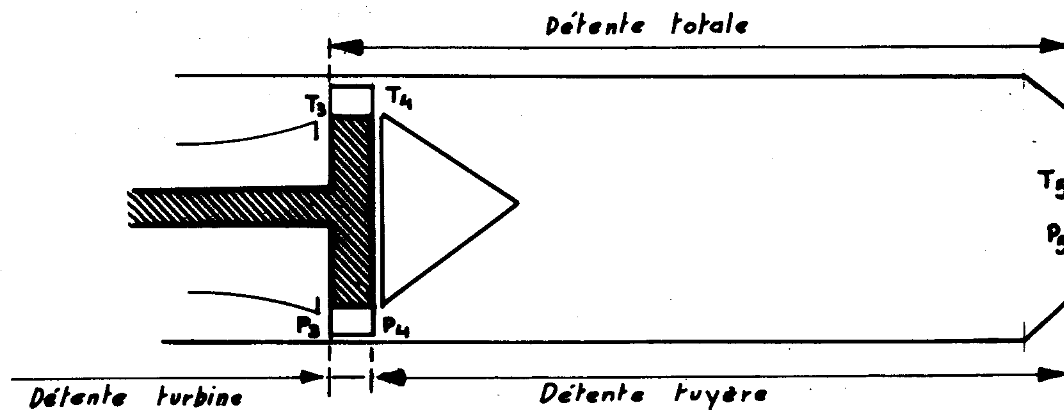
2-4-2 Dispositifs pouvant modifier les caractéristiques de détente.

Certains turbo-réacteurs sont équipés d'une tuyère à section de sortie S5 variable.

Cette tuyère permet de modifier la répartition de l'énergie récupérable entre la turbine et la tuyère ; elle agit sur le régime de fonctionnement.

A partir d'un régime de fonctionnement stabilisé caractérisé par : N et T3.

Une réduction de section de sortie S5, avec le maintien de la température entrée turbine T3 constante, engendre la séquence suivante.



- Accroissement de la pression P4 et de la température T4 jusqu'à P4' et T4'

- La détente augmente dans la tuyère puisque :

$$T4' - T5 > T4 - T5$$

et diminue dans la turbine puisque T3 - T5 = constante.

$$T3 - T4' < T3 - T4$$

- Il en résulte un déséquilibre entre la puissance motrice de la turbine et la puissance absorbée par le compresseur.

$$T3 - T4' < T2 - T1$$

- La vitesse de rotation (N) et T2 diminuent jusqu'à ce que :

$$T3 - T4' = T2' - T1$$

- Le réacteur se stabilise avec :

$$N' < N$$

T3 étant constante.

Une augmentation de section de sortie S5 engendre la séquence inverse.

La tuyère à section de sortie S5 variable, permet donc de modifier la vitesse de rotation (N), avec maintien de la température entrée turbine T3.

Si on désire rétablir le nombre de tours initial il faut augmenter le débit de combustible de façon à obtenir :

$$T3' - T4' = T3 - T4$$

- La vitesse de rotation augmente jusqu'à (N") égale à N, et :

$$T2 - T1 = T3' - T4'$$

- Le réacteur se stabilise avec :

$$N'' = N$$

$$T3'' > T3$$

La tuyère à section de sortie S_5 variable permet donc de modifier la température T_3 à l'entrée de la turbine avec maintien de la vitesse de rotation N.

CONCLUSION.

La tuyère à section de sortie S_5 variable permet de modifier indépendamment :

- la vitesse de rotation N et la température T_3 à l'entrée de la turbine.

Cet avantage offre :

- une gamme de régimes de fonctionnement plus étendue dans laquelle il est possible de choisir :
  - la température T_3 et
  - la vitesse de rotation N

qui conviennent le mieux aux conditions d'utilisation du turbo-réacteur.

- la possibilité de réguler complètement le régime de fonctionnement sélectionné.

Les deux paramètres de base N et T_3 peuvent être conservés.

- permet des accélérations plus rapides.

3 - REGULATION DE CARBURANT SUR CARAVELLE.

Le seul organe de commande est la manette des gaz, ou manette HP. Le régulateur de carburant a pour but de maintenir automatiquement une vitesse de rotation constante pour une position donnée de la manette HP en maintenant le rapport air-carburant malgré les changements d'altitude et de vitesse.

Une servopression contrôlée par les différents organes du régulateur assujettit le régime de la pompe HP pour maintenir constant ce rapport air/carburant.

Fonctionnement.

- Pompe HP : à plongeurs multiples et à course variable : débit 8770 l/h à 8000 $^{t}/m$

- Valve de proportionnalité : maintient une pression différentielle constante à la vanne d'accélération par modification du débit de la pompe.

- Correcteur barométrique : quelles que soient l'altitude et la vitesse, maintient une vitesse de rotation constante pour une position inchangée de la vanne d'accélération en agissant sur le débit principal par l'intermédiaire de la servopression.

- Limiteur de vitesse de rotation maximale : réduit le débit de la pompe HP lorsque le réacteur tend à dépasser le régime de décollage par diminution de la servo-pression (ouverture du clapet demi-sphérique).

- Limiteur de température tuyère : 4 thermocouples placés dans le cône d'échappement émettent un signal pour une température supérieure à 680°C, d'où diminution du débit de la pompe HP.

- Contrôleur d'accélération : autorise seulement le passage de la quantité de carburant nécessaire pour assurer l'accélération rapide du moteur.

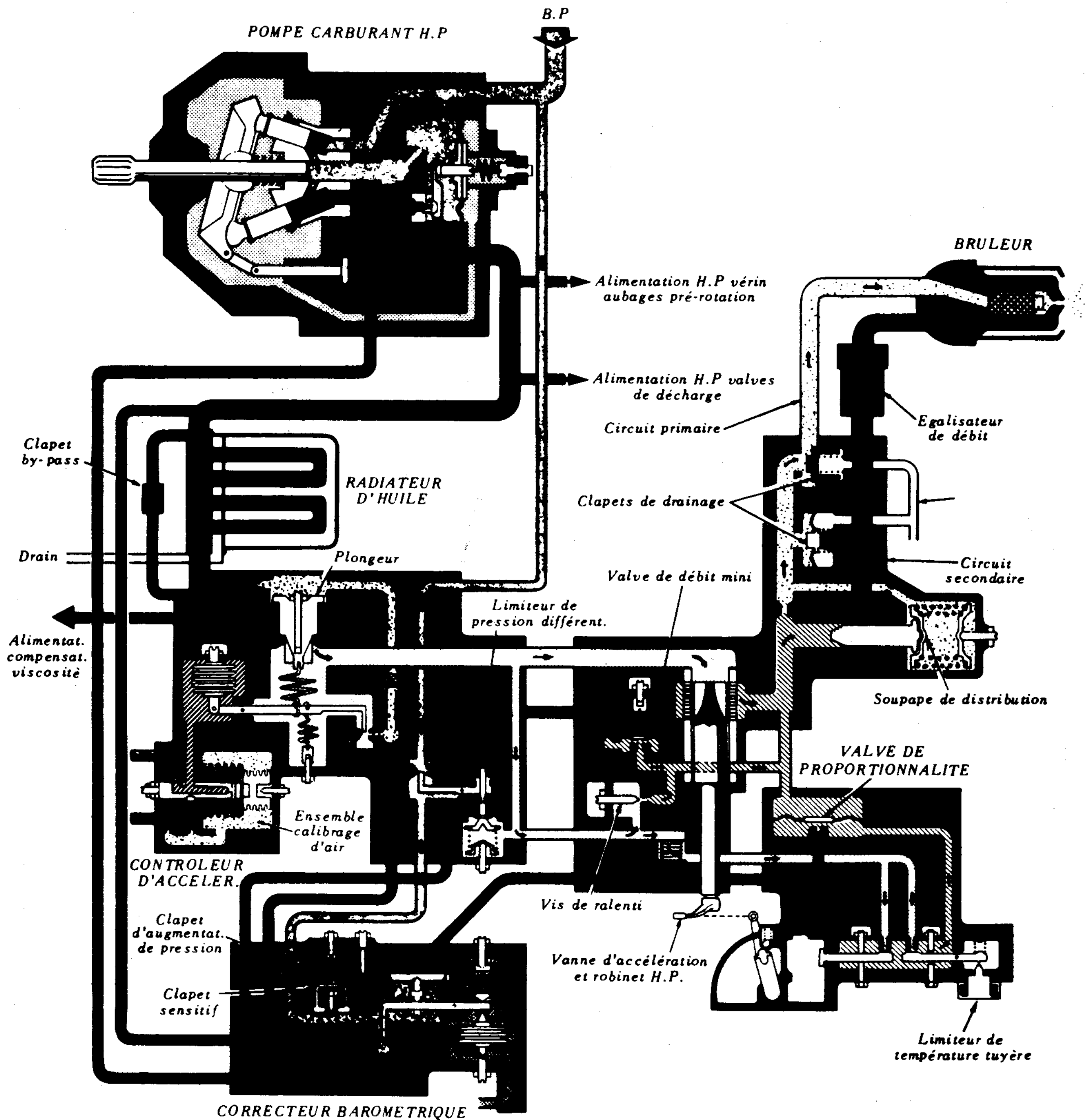
Fonctions annexes :

- Ralenti au sol, par orifice réglable par une vis sans toucher à la vanne d'accélération.

- Valve de débit minimal : un orifice calibré débite une quantité constante de carburant indépendante de l'altitude. Le débit de ralenti en altitude ne peut donc pas tomber en dessous du minimum nécessaire.

- Clapets de drainage : sur les circuits primaire et secondaire des brûleurs. Lorsque les réacteurs sont en marche, les clapets sont formés par la pression du carburant.

Lorsqu'on stoppe les réacteurs, la baisse de pression provoque l'ouverture des calpets permettant l'écoulement dans le circuit de drainage du carburant restant dans les canalisations du brûleurs



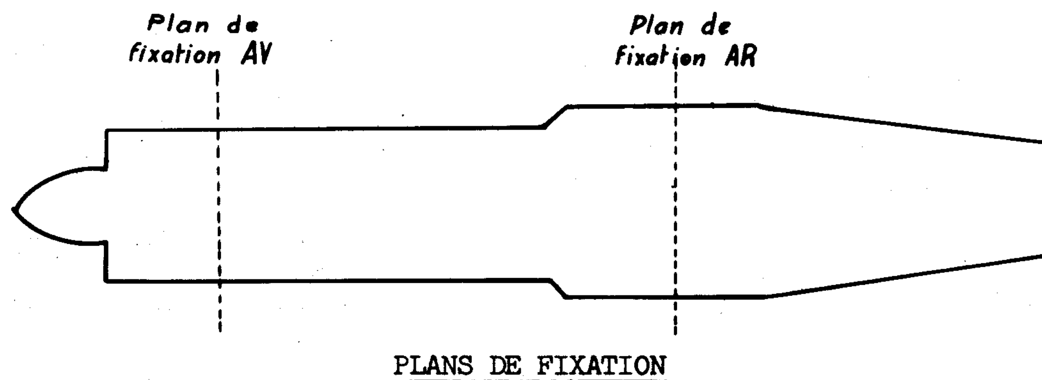
B.P.	Circuit secondaire	Débit proportionnel
H.P.	P2	Servo pression
Amont vanne d'accélération	Fraction de P2	Pression de Cde piston plongeur
Aval vanne d'accélération	P1	Pression limiteur vitesse maxi
Circuit primaire	50 % P2	Sortie clapet sensitif

CHAPITRE 7

INSTALLATION DU REACTEUR SUR L'AVION

1 - FIXATION DU TURBO-REACTEUR SUR L'AVION.

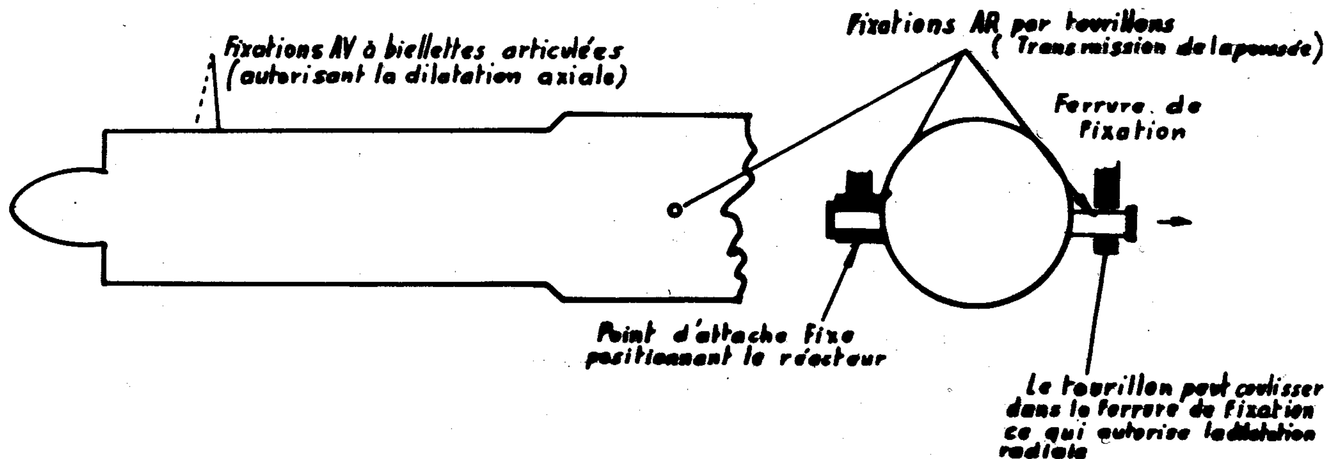
Le moteur étant long, ses points de fixation au nombre de 3 ou 4 sont répartis sur 2 plans :



PLANS DE FIXATION

Les fixations doivent supporter le moteur et transmettre la poussée, mais ne doivent pas engendrer de contraintes par suite des dilatations radiales et axiales dues aux variations de température.

Il n'y aura par conséquent qu'une seule fixation rigide en tous sens, les autres points d'attache possèdent des systèmes coulissants ou articulés.



POINTS DE FIXATION

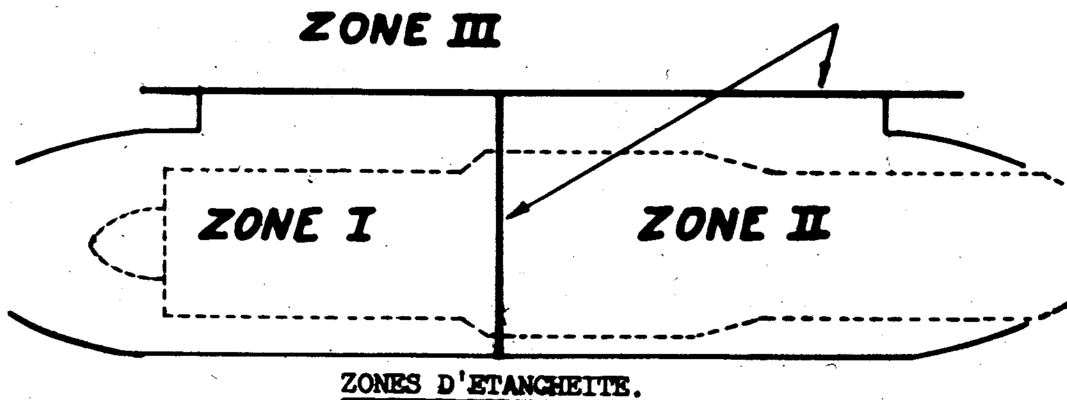
Les vibrations propres d'un turbo-réacteur se situent dans une plage de fréquences élevées et ne risquent pas d'entrer en résonance avec celles des parties structurales de l'avion. Les fixations sont métalliques (sans amortisseurs).

2 - SECURITES.

a) Incendie.

- Prévention.

Pour limiter les risques d'incendie et faciliter la ventilation et le refroidissement des différents organes et auxiliaires du moteur, le logement du turbo-réacteur est séparé en 3 zones étanches entre elles.



ZONES D'ETANCHEITE.

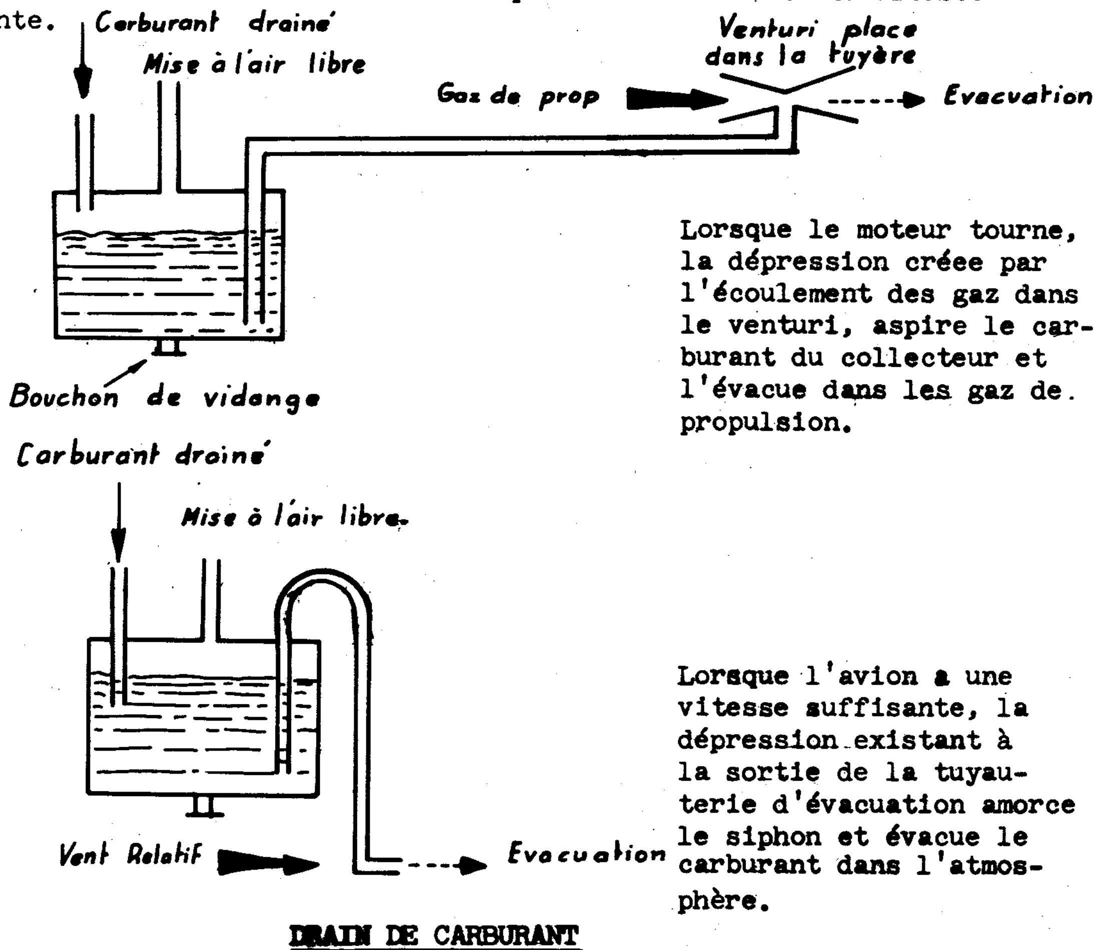
La zone 1 est la zone froide. On y trouve la partie avant du moteur, entrée d'air et compresseur, les auxiliaires du moteur et les circuits extérieurs d'huile et de carburant.

La zone 2 est la zone chaude. On y trouve la chambre à combustion, la turbine et la tuyère. On y rencontre aucun circuit utilisant un liquide inflammable. Les organes mobiles y sont généralement commandés pneumatiquement.

La zone 3 est la zone d'alimentation. On y trouve les différents circuits se rapportant au moteur. Les robinets coupe-feu isolent ces circuits du réacteur.

Ces 3 zones sont ventilées de façon à éviter toute accumulation de vapeurs inflammables.

Les accessoires utilisant du carburant possèdent un système de drainage et, pour éviter un écoulement important sous le réacteur lors de l'arrêt du réacteur, la rampe des injecteurs se vidange dans un boîtier collecteur de drainage. Ce boitier se vide par dépression lorsque le moteur est en marche ou lorsque l'avion vole à une vitesse suffisante.



DRAIN DE CARBURANT

- Détection incendie.

Des dispositifs de détection incendie sont généralement du type continu.

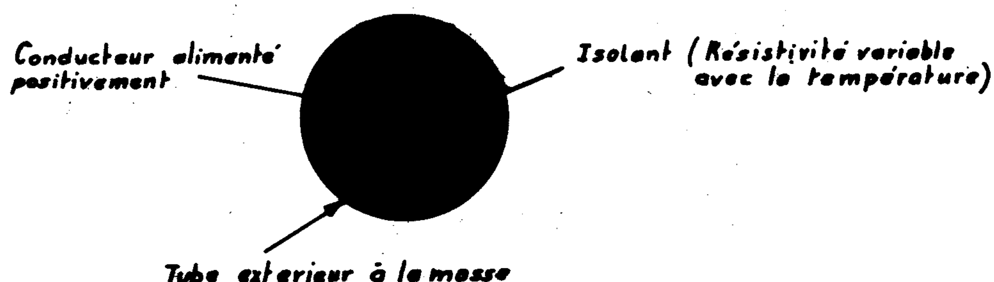
Principe de fonctionnement :

Le détecteur se présente sous la forme d'un long tube de 2 à 3 m/m de diamètre, qui serpente partout où doit être assurée la détection incendie.

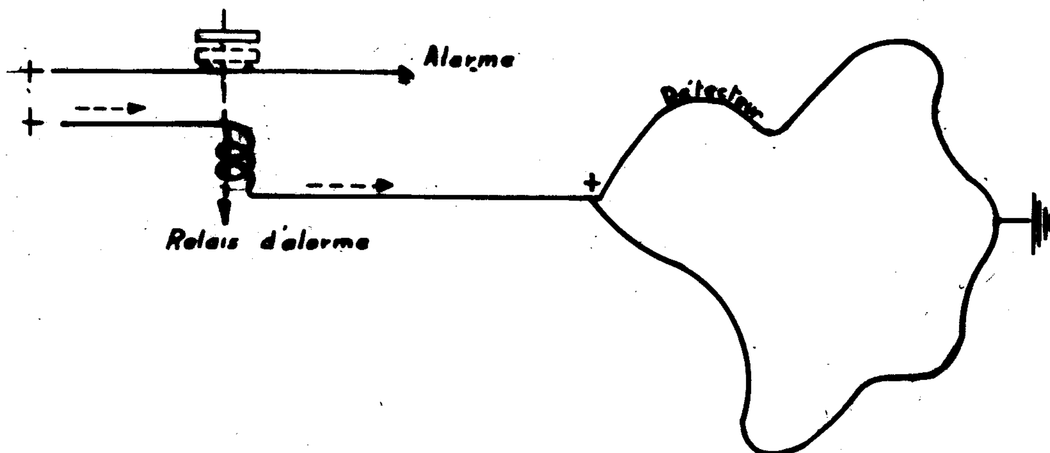
Ce détecteur, en plusieurs tronçons, se compose :

- d'un conducteur central alimenté positivement,

- d'un tube extérieur qui est à la masse et isolé du conducteur par une céramique spéciale dont la résistivité diminue lorsque la température augmente.



Un relais placé sur l'alimentation du détecteur peut en s'enclenchant actionner un dispositif d'alarme.



Lorsque le circuit est sous tension :

- si la température est normale, il n'y a pas passage de courant.
- si la température s'élève l'isolant entre conducteur et tube laisse passer le courant et un champ magnétique prend naissance dans le relais.

Le relais est réglé pour donner l'alarme à partir d'une certaine valeur de courant dans le circuit. La valeur du courant dépend de la résistivité de la céramique donc, de la température.

NOTA : L'écrasement de l'isolant, la rupture du conducteur avec contact à la masse, l'humidité, et d'une façon générale toute mise à la masse fortuite du conducteur déclenche intempestivement le signal d'alarme.

- Extinction.

Le fluide extincteur FREON sur Caravelle et Boeing est injecté, dans des zones protégées, par des rampes en acier inoxydable, percée de nombreux trous.

b) Givrage :

La partie avant du capotage moteur et l'entrée d'air du réacteur sont généralement dégivrées par de l'air chaud, prélevé au refoulement du compresseur.

CHAPITRE 8

LES INSTRUMENTS DE CONTROLE MOTEUR

En raison de la distance qui sépare les organes à contrôler et la planche de bord, il a été nécessaire de créer des transmissions à distance, la transmission électrique étant la plus courante à ce jour.

Une telle transmission se compose :

- d'un transmetteur placé près de l'organe à contrôler
- d'un récepteur en général placé sur la planche de bord,
- de conducteurs de liaison
- d'une alimentation, en général empruntée au réseau de bord.

On distingue deux grandes catégories de transmission :

- celles alimentées en courant continu : Selsyn - Desyn.
- celles alimentées en courant alternatif : Autosyn, Magnesyn, Inductor.

1 - TRANSMISSION A COURANT CONTINU.

1 - 1 Selsyn : Le transmetteur est constitué par une résistance circulaire fermée possédant 3 prises A, B, C à 120°.

Sur cette résistance peut se déplacer un curseur portant 2 contacts diamétralement opposés, alimentés en courant continu 27,5 volts. Ce curseur est actionné par l'organe de mesure du transmetteur et son déplacement angulaire est fonction de la grandeur à mesurer.

Le récepteur comporte un stator avec trois enroulements en triangle ; au centre de ce stator peut pivoter un aimant bipolaire sur l'axe duquel est calée l'aiguille indicatrice.

Fonctionnement (voir figure)

Le curseur étant avec son pole négatif sur A, les chutes de potentiel entre son pole pósitif et les points B et C sont égales (figure A).

$$V_B = V_C$$

Dans le stator, les courants qui circulent dans les enroulements 1 et 2 sont égaux ; les champs H_1 et H_2 donnent un champ résultant H_r dirigé vers A' : l'aiguille indicatrice a donc la même orientation que le curseur.

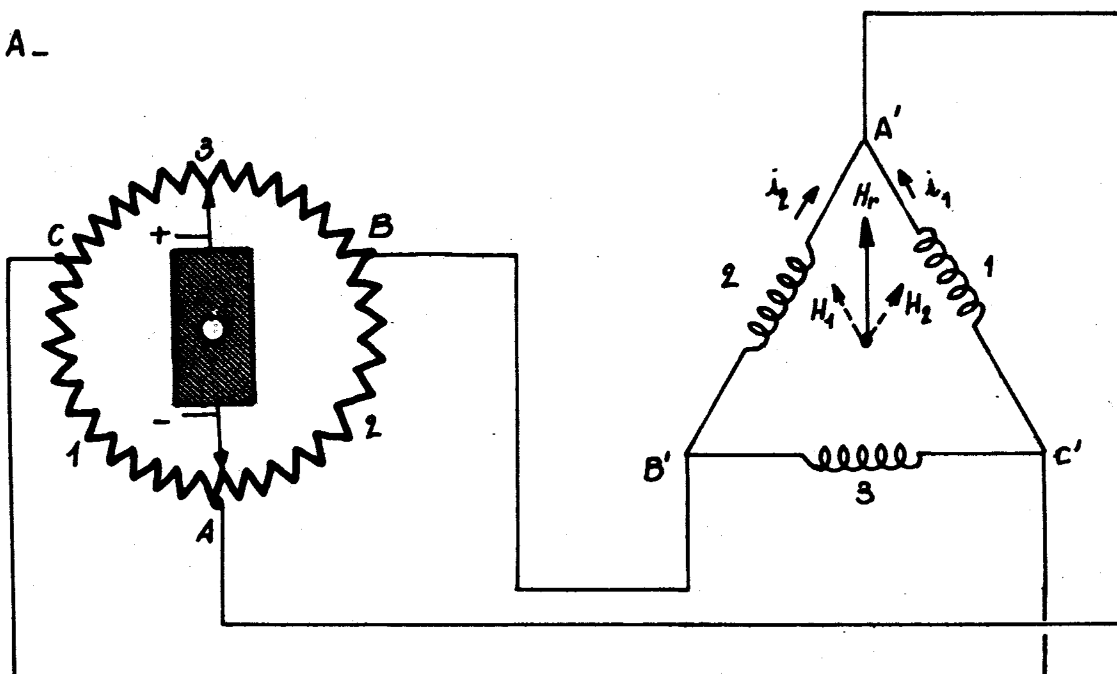
Amenons le pole négatif du curseur sur C en le faisant tourner de 120° ; le pole + se trouve alors entre B et A (figure B). Dans le stator, les courants de circulation deviennent i_1 et i_3, donnant des champs H_1 et H_3 admettant un champ résultant H_r dirigé vers C' ; ce champ a donc tourné de 120° par rapport à celui de la figure A et par conséquence l'aiguille indicatrice coïncide encore avec la direction du curseur, après avoir tourné aussi de 120°.

1 - 2 Desyn.

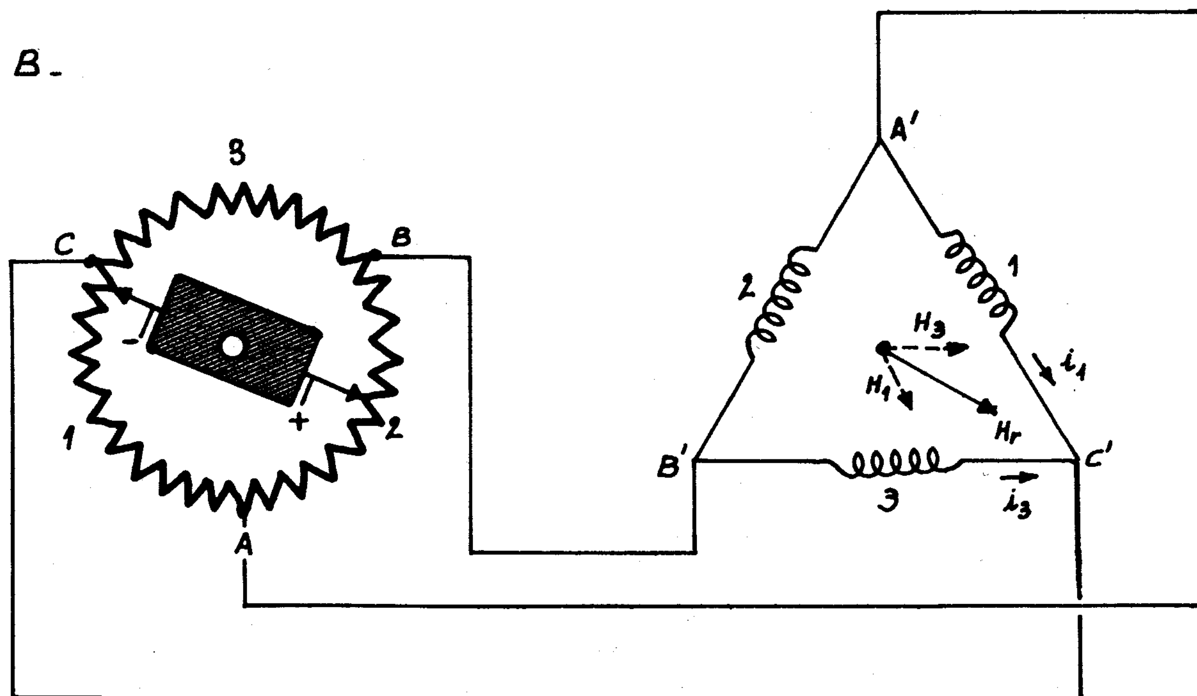
Le stator récepteur est couplé en étoile, le fonctionnement restant identique au Selsyn.

DISPOSITIF " SELSYN "

A_



B_



Nota : L'aimant bipolaire du récepteur n'est pas représenté.

2 - TRANSMISSION A COURANT ALTERNATIF.

2 - 1 Système AUTOSYN.

Le transmetteur comporte :

- un stator en étoile

- un rotor bipolaire alimenté en courant monophasé 26 V 400 Hz. Ce rotor est actionné par l'organe de mesure du transmetteur.

Le récepteur est électriquement identique au transmetteur, et son axe porte une aiguille indicatrice se déplaçant sur un cadran.

Fonctionnement.

Le rotor alimenté en courant alternatif 26 V 400 Hz induit dans les enroulements à 120° du transmetteur des forces électromotrices qui dépendent de la position du rotor par rapport au stator.

Dans la position A de la figure, où les deux rotors du transmetteur et du récepteur ont la même position par rapport aux stators correspondants, les forces électromotrices induites dans le stator récepteur ont même amplitude que les forces électromotrices induites dans le stator transmetteur, et elles sont en phase. Il ne circule donc aucun courant dans les conducteurs de liaison et il n'existe que les champs H_r et $H_{r'}$ égaux, produits par les rotors. Le dispositif est stable et l'aiguille indicatrice est immobile.

Dans la position B, si on maintient le transmetteur dans sa position d'origine et qu'on fasse tourner l'aiguille du récepteur d'un angle α, les forces électromotrices dans le récepteur se trouvent modifiées ; des courants de circulation vont donc circuler dans les conducteurs de liaison. Ces courants vont créer un champ de déséquilibre H_d dans le transmetteur et $H_{d'}$ dans le récepteur, ces champs étant parallèles.

Dans le transmetteur H_d et H_r vont créer un couple absorbé par le couple d'entrainement du rotor ; dans le récepteur $H_{d'}$ et $H_{r'}$ vont donner une résultante entrainant le rotor et le ramenant à sa position initiale de la figure A, position à laquelle le couple de rappel devient nul.

Donc il n'y a qu'une seule position d'équilibre stable.

DISPOSITIF "AUTOSYN"

A -

H_r

C A

H_r'

C' A'

B B'

$E_A = E_{A'}$

$E_B = E_{B'}$

$E_C = E_{C'}$

~

TRANSMETTEUR

RECEPTEUR

B-

H_r

H_d

C A

C' A'

H_d'

H_r'

B B'

$E_A \neq E_{A'}$

$E_B \neq E_{B'}$

$E_C \neq E_{C'}$

~

2 - 2 Système " MAGNESYN ".

Ce dispositif comprend deux éléments identiques électriquement. Un élément comprend essentiellement un tore ayant deux prises intermédiaires C et D. Le stator est alimenté en 26 V 400 Hz en A et B.

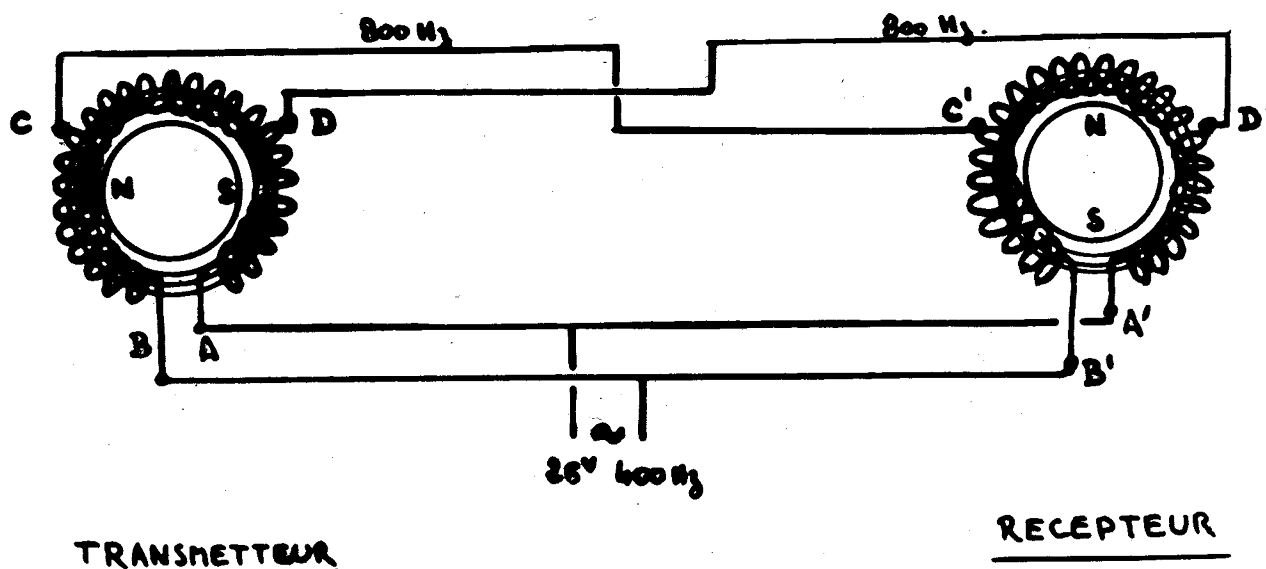
Au centre du stator se trouve un petit aimant circulaire N S dont les lignes de force se referment à travers le noyau du stator.

Les deux éléments sont connectés comme l'indique la figure ; le rotor du transmetteur est actionné par la partie à contrôler ; le rotor du récepteur porte l'aiguille indicatrice.

Fonctionnement.

Le rotor N S va créer des champs composants dans chacun des enroulements CD, DA, CB et la valeur de chacun de ces champs est fonction de la position du rotor ; dans la position de la figure, l'enroulement DC du transmetteur est parcouru par un flux maximum. Or, le circuit magnétique du stator est très perméable et il est saturé par des champs magnétisants très faibles ; le courant d'excitation produira donc une saturation deux fois par période, découpant le champ dû au rotor. Ces variations de flux donneront des forces électromotrices induites de fréquence double de celle du courant d'excitation (deux saturations par période) et l'amplitude dépendra de la composante du champ du rotor dans un enroulement considéré.

Si les rotors du transmetteur et du récepteur n'ont pas la même position, il en résulte des courants de circulation à 800 Hz créant des couples réagissant sur le rotor récepteur .

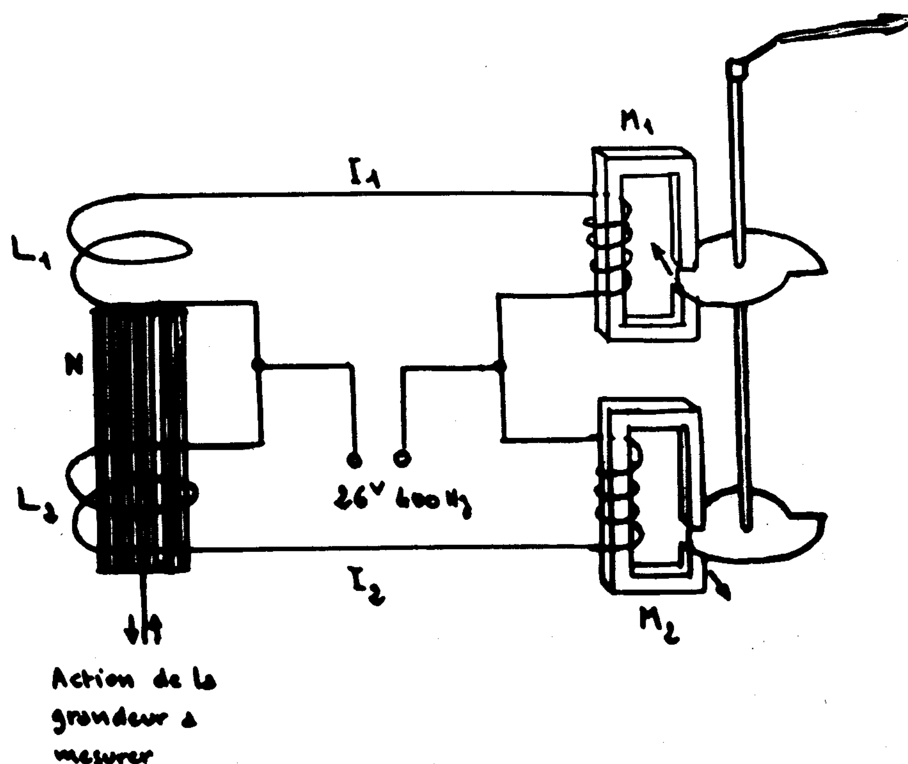


2 - 3 Dispositif "INDUCTOR".

Le transmetteur est constitué par deux selfs L_1 et L_2 dont le noyau magnétique N peut se déplacer par action de la grandeur à mesurer ; la position du noyau détermine donc un certain rapport $\frac{L1}{L2}$ des deux inductances.

Le récepteur est constitué par deux petits moteurs monophasés contrôlés par L_1 et L_2, montés sur le même axe. Par construction, ces deux rotors ont tendance à tourner en sens inverse.

Si le noyau est placé comme l'indique la figure, L_2 est plus grand que L_1 et par conséquent i_1 est plus grand que i_2 ; le couple du moteur M_1 est plus grand que celui du moteur M_2 et l'axe du rotor tourne dans le sens du couple. Mais en raison de la forme particulière des rotors, les surfaces en regard des poles varient en sens inverse ; celle de M_2 augmente, celle de M_1 diminue et par suite le couple M_1 diminue et celui de M_2 augmente, jusqu'à ce qu'il y ait équilibre entre les deux couples : l'aiguille s'immobilise.



TACHYMETRES

Le tachymètre a pour but de donner, par lecture directe, la vitesse de rotation du moteur.

Le principe de la mesure est le suivant :

- un alternateur triphasé entrainé par le moteur alimente un moteur asynchrone synchronisé qui tourne à la même vitesse que l'alternateur. La mesure de la vitesse de rotation du moteur est obtenue par un tachymètre magnétique (courants de Foucault) qui déplace l'aiguille du cadran de l'indicateur.

Transmetteur.

C'est un alternateur triphasé avec stator bobiné en étoile et avec rotor à quatre pôles (inducteur par aimant permanent cylindrique). Son entrainement se fait à 1/2 vitesse du moteur, et la fréquence de ses signaux est proportionnelle à la vitesse.

Indicateur.

Directement alimenté par l'alternateur, il comprend :

- un moteur triphasé asynchrone synchronisé qui tourne à la même vitesse que l'alternateur car il a le même nombre de pôles,

- un tachymètre magnétique constitué par un aimant permanent entrainé par le moteur ; une cloche en cuivre liée à un ressort spiral tourne d'un angle proportionnel au couple développé par les courants de Foucault, donc proportionnel à la vitesse du moteur.

- l'axe de la cloche entraine le système de l'aiguille de l'indicateur.

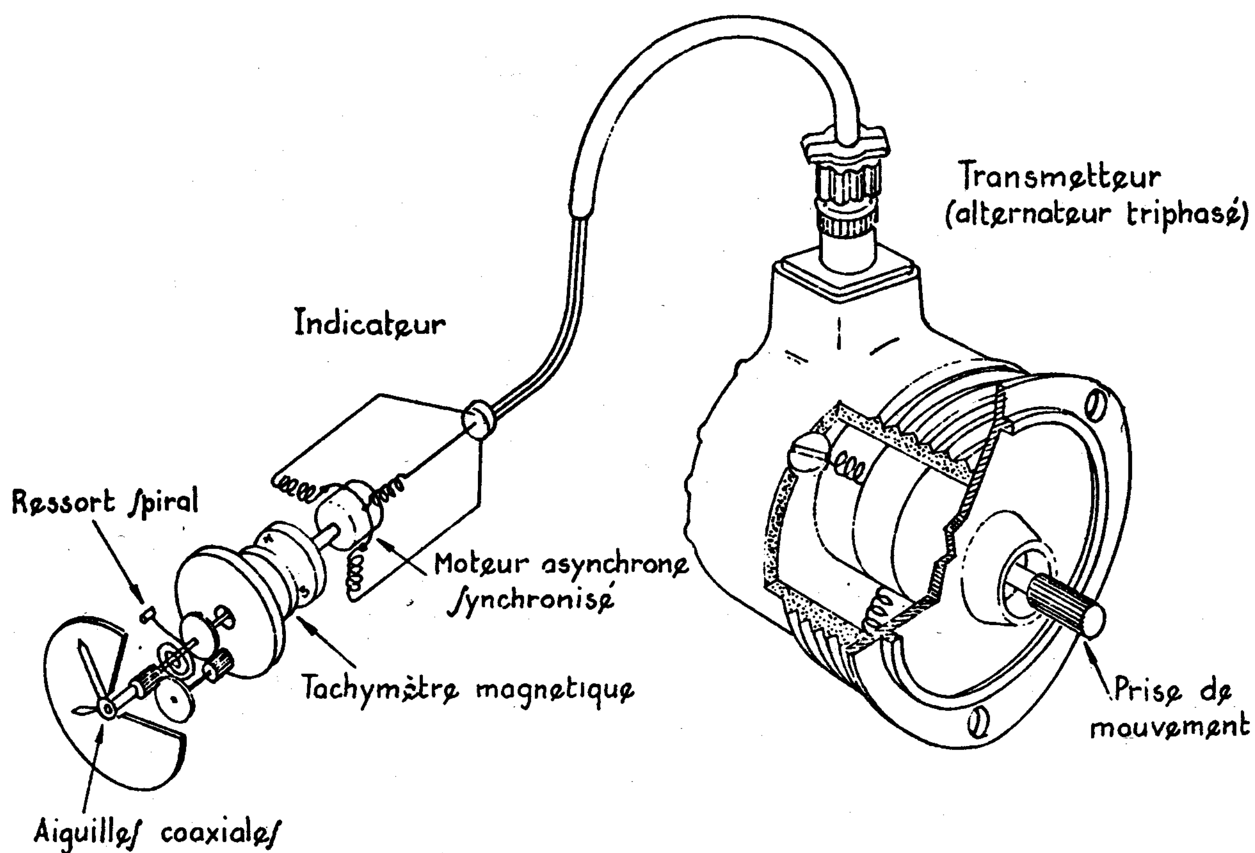
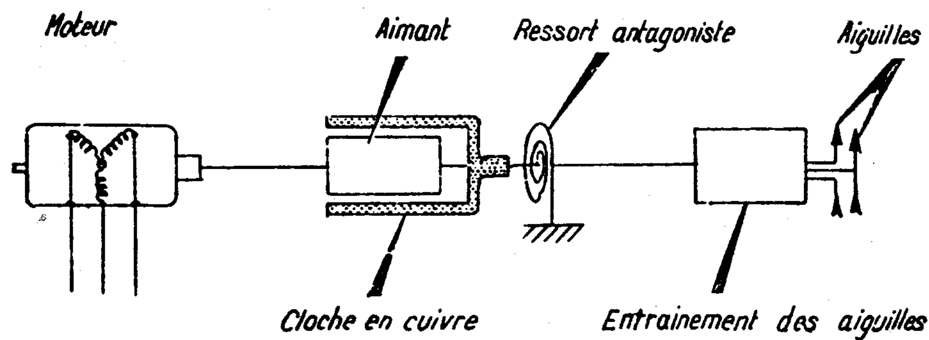


Schéma d'un tachymètre de type classique



CONTROLE DE LA TEMPERATURE T_4

La conduite du réacteur nécessite un contrôle de la température des chambres de combustion ; celle-ci étant élevée, on effectue la mesure sur la température de sortie de la turbine, sensiblement proportionnelle à la température des chambres.

L'équipement considéré a pour but :

- d'indiquer à tout instant la température $T4$,

- d'opérer une correction de température par action sur le débit de carburant si $T4$ dépasse une valeur limite (680°C sur Caravelle).

Nous prendrons l'installation Caravelle en exemple :

On y trouve deux chaines distinctes :

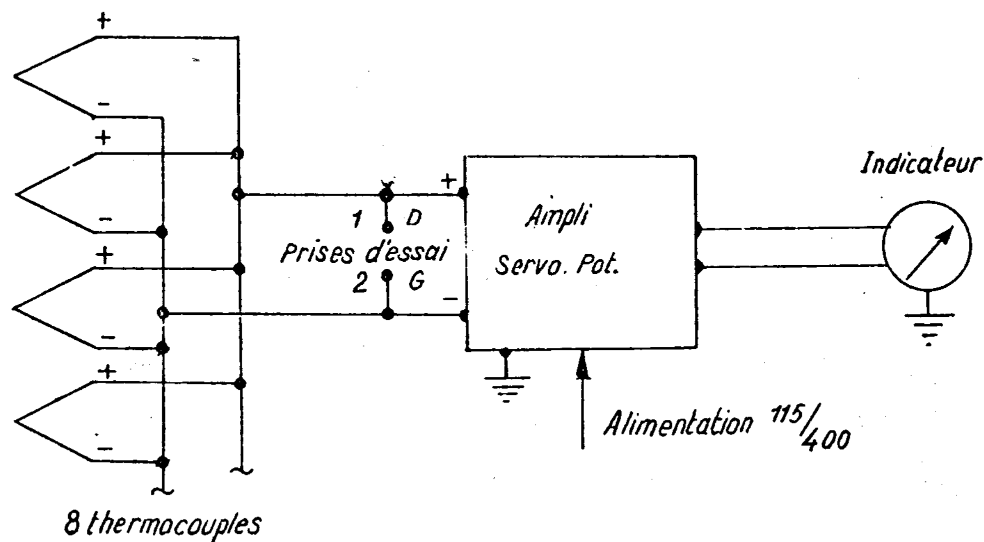
- la chaine indicatrice comprenant :
  - 8 thermocouples chromel-alumel
  - 1 amplificateur ou servo-potentiomètre
  - 1 indicateur

- la chaine de correction automatique comprenant :
  - 8 thermocouples chromel-alumel
  - 1 ampli magnétique
  - 1 solenoïde agissant par l'intermédiaire du contrôleur de débit sur l'alimentation en carburant.
  - 1 interrupteur de mise hors service.

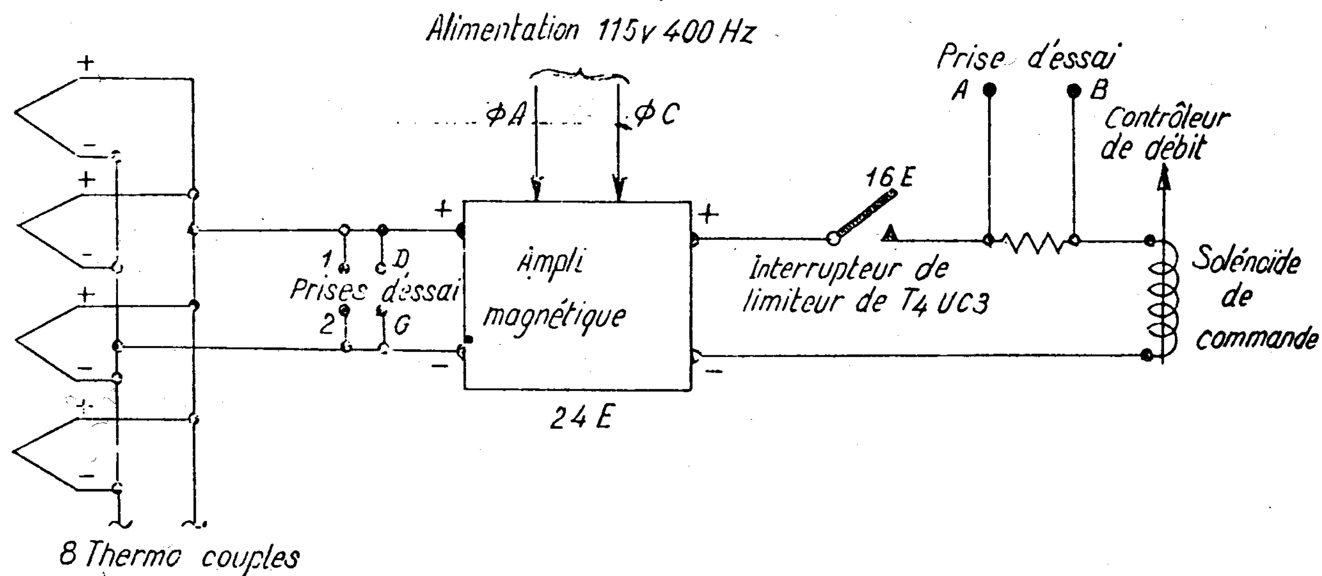
Les huit thermocouples sont installés sur la tuyère et, lorsque la température atteint 600°C, l'excitation du solenoïde à travers un amplificateur magnétique, si l'interrupteur est sur "Marche", réduit le débit de carburant par l'intermédiaire du contrôleur de débit.

Tant que la température T_4 est inférieure à cette valeur, un circuit du bloc ampli interdit le passage du courant dans le solénoïde de commande.

Chaine indicatrice



Chaine de correction automatique



D E T E C T E U R

D E   F R O T T E M E N T   T U R B I N E

Cet équipement a pour but de déceler les défectuosités mécaniques qui, se produisant dans le réacteur, peuvent aboutir à des déviations axiales ou radiales de l'ensemble turbine.

La déviation radiale peut être provoquée par la perte d'une aube de turbine ou l'usure excessive d'un palier de turbine.

La déviation axiale peut être provoquée par la détérioration d'un palier provoquant un déplacement de turbine vers l'avant.

Le circuit de frottement comprend essentiellement un détecteur monté à l'avant du disque de turbine ; ce détecteur est ménagé dans le joint labyrinthe dont une partie de l'élément fixe est isolé électriquement de la masse ; il est distant de l'élément mobile du joint labyrinthe de :

4/10 dans le sens radial (Rolls Royce AVON)

4mm dans le sens axial (Rolls Royce AVON)

La mise à la masse de l'anneau détecteur fait retentir une sonnerie et allume une lampe.

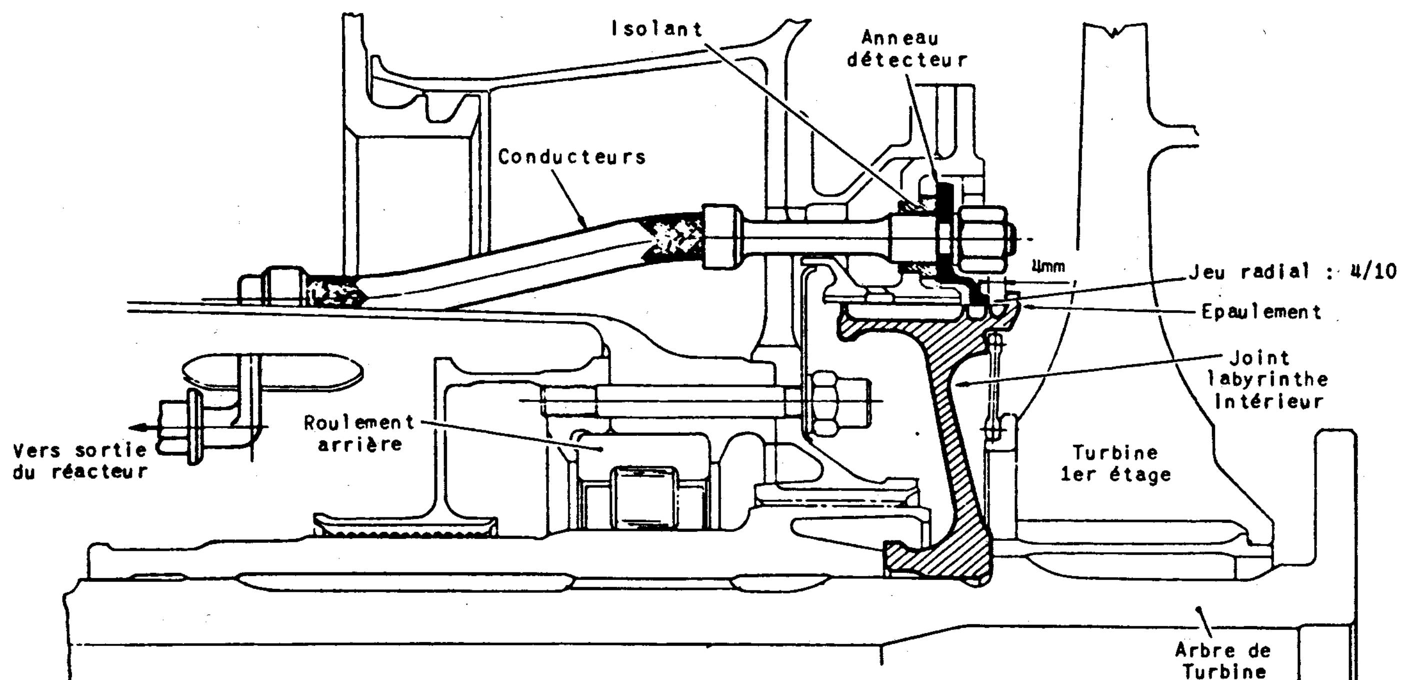
En prenant le schéma de détection sur Caravelle, on trouve :

- un bouton poussoir extérieur permettant le test en mettant à la masse l'anneau détecteur ; l'autoexcitation maintient l'alarme qui peut être coupée par action sur le bouton "Arrêt alarme".

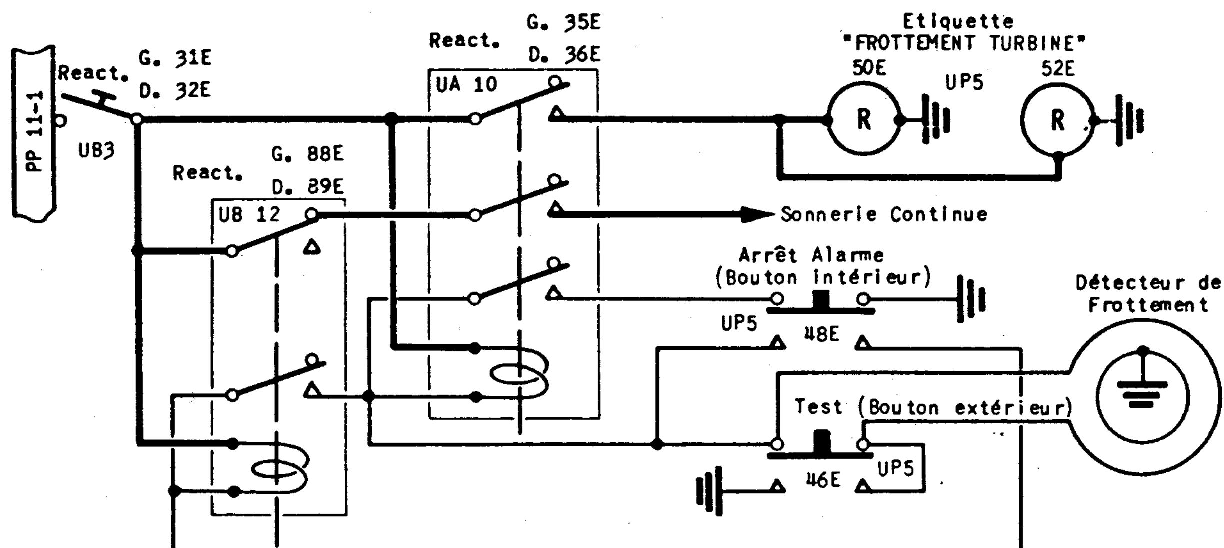
- la mise à la masse du détecteur déclanche l'alarme (sonnerie et lampe). L'autoexcitation du relais 35 E/36 E maintient l'alarme et le bouton "Arrêt Alarme" permet d'en distinguer le caractère passager ou continu.

- en cas d'alarme continue, un relais 88 E/89 E permet d'utiliser le bouton "arrêt alarme" pour arrêter et laisser disponible la sonnerie tout en maintenant la signalisation allumée.

INSTALLATION DETECTEUR SUR REACTEUR



SCHEMA DE PRINCIPE DU CIRCUIT DU DETECTEUR



CONTROLE DE CONSOMMATION

Le principe du contrôleur de débit est le suivant :

Soit une canalisation de section s parcourue à une vitesse B par un fluide incompressible. Si on place une hélice de pas h dans un ajutage calibré de section S parcouru par le fluide, l'hélice se met en rotation sans faire subir au fluide une variation d'énergie.

Par tour d'hélice, la quantité de liquide qui passe est :

$$Q = S . h$$

et si l'hélice tourne à Nt/m, la quantité totale de liquide est :

$$Q = S . h . n . = k. N$$

et le débit instantané sera, par seconde :

$$q = k. \frac{N}{60}$$

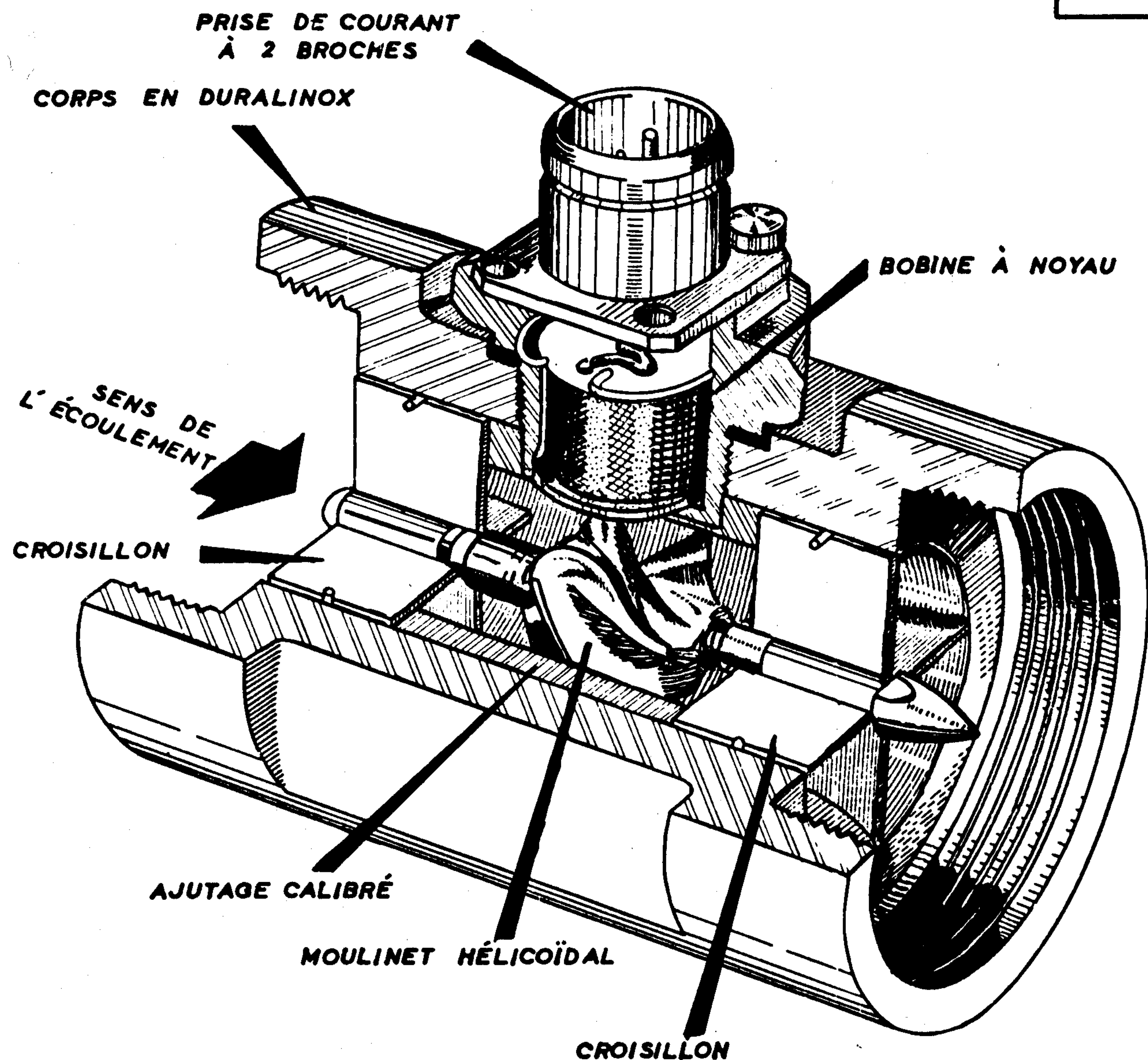
Donc, la connaissance du nombre total de tours donnera la quantité totale ; la connaissance de la vitesse de rotation donnera le débit instantané.

Pour calculer avec précision ces deux nombres, on utilise une minuterie électronique qui, pilotée par les signaux du moulinet, alimentera deux indicateurs. Ces signaux sont fournis par un petit aimant solidaire du moulinet et orienté perpendiculairement à son axe ; une bobine au droit du moulinet recueille à chaque passage de l'aimant un signal qui est appliqué au relais électronique.

Le relais comporte des circuits d'alimentation et ceux de la minuterie électronique destinés à élaborer les signaux transmis aux indicateurs.

L'indicateur de consommation totale comprend un électro-aimant qui, à la réception d'une impulsion issue du relais, fait avancer le totalisateur à tambour.

L'indicateur instantané est un galvanomètre shunté par une forte capacité.



_TRANSMETTEUR du CONTRÔLEUR de CONSOMMATION FAURE HERMAN

INDICATEUR DE POUSSEE

Cet appareil donne, en pourcentage de poussée, la différence entre la pression totale dans la tuyère du réacteur et la pression atmosphérique.

1 - Sur Caravelle, l'organe de mesure différentielle est une capsule anéroïde soumise intérieurement à la pression totale et extérieurement à la pression atmosphérique ou pression statique. Les déplacements de cette capsule résultant de la variation des deux pressions sont transmis à l'aiguille par le mouvement. Un réglage manuel permet d'afficher sur le cadran les conditions ambiantes (pression et température).

2 - Sur le Boeing 727, l'équipement mesure le rapport :

$$\frac{\text{pression totale à l'entrée du réacteur}}{\text{pression totale à la sortie du réacteur}}$$

Il comprend :

- 1 transmetteur
- 1 indicateur
- 1 sonde sur la pointe du cône d'entrée d'air réacteur
- 6 sondes sur la périphérie du conduit d'échappement.

Le transmetteur comprend deux capsules anéroïdes, un servo mécanisme, un synchro-transmetteur.

CONTROLES MOTEURS

SUR

CARAVELLE

Groupés sur trois panneaux, ces contrôles comprennent :

- sur panneau U C 3 :
  - 2 compte-tours
  - 2 indicateurs de T4
  - 2 débit mètres
  - 2 indicateurs de pression d'huile
  - 2 indicateurs de température d'huile
  - 1 inverseur de commande synchroniseur
  - 1 voyant de synchronisation
  - 1 inverseur de commande de régulation automatique de T4.
  - 2 voyants de positionnement tuyère

- sur panneau U D 2 :
  - 1 bouton poussoir de commande de démarrage
  - 1 inverseur "démarrage" - "ventilation"
  - 1 sélecteur "réacteur gauche" - "réacteur droit"
  - 2 boutons de rallumage en vol
  - 1 bouton de rallumage automatique
  - 4 voyants "ambre" de signalisation d'allumage
  - 1 voltmètre 112 V

- sur panneau U P 5 :

pour chaque réacteur, une alarme lumineuse "défaut réacteur"
une alarme lumineuse "feu réacteur"
une alarme lumineuse "baisse pression huile"
une alarme lumineuse "frottement turbine"

toutes doublées d'une alarme sonore

CONTROLES MOTEURS

POUR

AVIATION GENERALE

Les contrôles moteurs sur les avions légers ont à remplir les mêmes fonctions générales que celles déjà vues mais, pour des raisons de prix et en raison des faibles distances entre moteurs et planches de bord, on y trouvera des appareils plus simplifiés tels que :

- compte tours mécanique commandé par flexible

- indicateurs de température culasse par thermocouples montés sous les bougies et reliés par une ligne à résistance étalonnée à un indicateur

- indicateurs de pression, la mesure étant faite directement sur les liquides dont on veut mesurer la pression, soit par l'intermédiaire de fluides hydrauliques et de capsules aboutissant à des manomètres Bourdon.

IMP/1971-1.000-2ème édition
Dépôt légal : 2ème trimestre 1971
Imprimé à l'ENAC - TOULOUSE